

Petri Piironen

AVARUUSKELPOISUUSTARKASTELU 22 GHz:N RADIOASTRON-
VASTAANOTTIMELLE

Diplomityö, joka on jätetty opinnäytteenä tarkastettavaksi
diplomi-insinöörin tutkintoa varten Espoossa *25.5.1990.*

Työn valvoja



Antti Räisänen

17828

TKK SÄHKÖTEKNIIKAN
OSASTON KIRJASTO
OTAKAARI 5 A
02150 ESPOO

ALKULAUSE

Tämä diplomityö on tehty Teknillisen korkeakoulun radiolaboratorioon. Haasteellisen aiheen tarjoamisesta ja työn opastuksesta haluan kiittää Prof. Antti Räisästä. Lisäksi mojitvat kiitokset koko radiolaboratorion henkilökunnalle ja Insinööritoimisto Yliselle joustavasta yhteistyöstä.

Espoossa toukokuun 18. päivänä 1990

Petri Piironen

Petri Piironen

Tekijä ja työn nimi:

Petri Piironen

"Avaruuskelpoisuustarkastelu 22 GHz:n Radioastron-vastaanottimelle"

Päivämäärä: 18.05.1990

Sivumäärä: 155

Osasto:

Sähkötekniikan osasto

Professuuri:

Ele-26 Radiotekniikka

Työn valvoja:

Prof. Antti Räisänen

Työn ohjaaja:

Työssä on tarkasteltu Radioastron-satelliittiin tulevan 22 GHz:n vastaanottimen avaruuskelpoisuutta. Tarkastelu on tehty mekaanisille ratkaisuille sekä lämpö- ja EMC-ratkaisuille. Elektroniikan luotettavuuslasku on tehty yhdelle piirilevyille. Avaruuskelpoisuuden osoittamiseksi tarvittavia erityisiä testausvälineitä on esitelty ja vastaanottimen testausohjelma on laadittu.

Mekaaninen tarkastelu on tehty lujuuslaskujen osalta ALGOR-ohjelmistolla Insinööritoimisto Ylisellä. Värähtelyominaisuuksia on tutkittu yksinkertaisten mallien avulla. Lämpötarkastelussa on käytetty yksinkertaista käsin laskettavaa mallia ja ESATAN-ohjelmaa. EMC-tarkastelu on tehty kvalitatiivisesti. Elektroniikan luotettavuustarkastelussa perustana on käytetty MIL-HDBK-217E:n malleja ja laskennassa ELCOM-ohjelmaa. Testausohjelman laadinta on perustunut satelliitin valmistajan vaatimuksiin ja lukuisiin kokouspöytäkirjoihin. Testausohjelma käsittää insinöörimallille tehtävät testit.

Hakusanat: 22 GHz:n vastaanotin, Radioastron, avaruuskelpoisuus, luotettavuus, testaus, ESATAN, ELCOM

Author and name of the thesis:

Petri Piironen

"Space Qualification of the 22 GHz Radioastron-Receiver"

Date: 18.04.1990

Number of pages: 155

Department:

Electrical Engineering

Professorship:

Ele-26 Radio Engineering

Supervisor:

Prof. Antti Räisänen

Instructor:

Space qualification of the 22 GHz Radioastron receiver has been studied. Inspection of mechanical, thermal and EMC solutions has been carried out. Reliability calculation has been done for one printed circuit board. Special equipment required in space qualification tests has been introduced and the test program of the receiver has been prepared.

Checking of mechanical solutions has been done by ALGOR program at Ylinen Electronics, Co. Studies of resonances have been done by simple models. Thermal analysis has been carried out by simplified models and by ESATAN-program. EMC-analysis has been qualitative. Reliability calculation has been based on MIL-HDBK-217E and ELCOM-program. Preparing of the test program has been based on the requirements of the satellite manufacturer and a number of memorandums of meetings. The test program comprises the tests of the engineering model.

Key words: 22 GHz receiver, Radioastron, space qualification, reliability, testing, ESATAN, ELCOM

SISÄLLYSLUETTELO

ALKULAUSE	i
TIIVISTELMÄ	ii
ABSTRACT	iii
SISÄLLYSLUETTELO	iv
SYMBOLILUETTELO	vii
1 JOHDANTO	1
2 KÄYTTÖOLOSUHTEET JA VAATIMUKSET	5
2.1 Mekaaniset olosuhteet	5
2.2 Ilmastolliset olosuhteet	10
2.3 Säteilyolosuhteet	12
2.4 Meteoriittiolosuhteet	12
2.5 Sähköiset vaatimukset	13
2.6 Sähköinen testaus satelliitissa	16
2.7 Metallointivaatimukset	17
2.8 Sähkömagneettinen yhteensopivuus	17
2.9 Kaapelijärjestelmä	22
2.10 Testilaite	22
2.11 Luotettavuus	24
2.12 Kuljetus ja säilytys	25
2.13 Asennustoleranssit	26
2.14 Kiinnitys satelliittiin	27
2.15 Vastaanottimen ohjausjärjestelmä	27
2.17 Mittaustarkkuudet	31
2.18 Dokumentointivaatimukset	31
2.19 Mallien vaatimukset	33
2.20 Toimitusten sisältö	34

3 MEKAANINEN TARKASTELU	35
3.1 Tarkastelun perusteita	35
3.2 Analysointimenetelmät	37
3.3 Kotelon seinämien resonanssit	37
3.4 Vastaanotinyksikön lujuustarkastelu	39
3.5 Muuta huomioitavaa	42
4 LÄMPÖTARKASTELU	44
4.1 Lämpösuunnittelun perusteita	44
4.2 Lämmönsiirtomekanismit	46
4.3 Periaatteita vastaanottimen lämpötarkastelussa	52
4.5 Vastaanotinyksikön analysointi ESATAN:illa	56
4.6 LNA:n analysointi ALGOR:illa	57
5 EMC-TARKASTELU	59
5.1 Peruskäsitteitä	59
5.2 Ongelmakohdat ja tehdyt ratkaisut	60
6 ELEKTRONIIKAN LUOTETTAVUUS	63
6.1 Yleistä	63
6.2 Säteilyn vaikutus	64
6.3 Vastaanotinyksikön säteilysuojaus	67
6.4 Komponenttien valintakriteerit	68
6.5 Luotettavuuslaskennan käsitteitä	69
6.6 AD-muunninkortin luotettavuustarkastelu	70
7 TESTAUSMENETELMÄT JA -LAITTEET	72
7.1 Mekaaninen testaus	74
7.2 EMC-testaus	76
7.3 Muu laitteisto	80
8 TESTAUSOHJELMA	81
8.1 Aloitusjakso	82
8.2 Fysikaaliset mittaukset	83
8.3 Termostaatin testaus	84
8.4 Toiminnalliset testit	84
8.5 EMC-testit	88
8.6 Mekaaniset testit	91

8.7 LNA:n lämpötyhjiötesti	94
8.8 Ilmastotesti	95
8.9 Akustinen testaus	96
8.10 Käynnistysvirran mittaus	96
8.11 Oikosulkusuojauksen tarkistus	97
8.12 Eristysvastustesti	97
8.13 Luotettavuuden toteennäyttö	97
8.14 Säteilynkeston toteennäyttö	97
8.15 Elinikätesti	98
 9 YHTEENVETO	 101
 KIRJALLISUUSVIITTEET	 102
 LIITTEET:	
I Vastaanottimen työpiirustukset	105
II Sähköisen rajapinnan määrittäminen	112
III Vastaanotinyksikön lämpömallitus	121
IV Vastaanotinyksikön lämpöanalyysin syötetiedosto	130
V Vastaanotinyksikön lämpöanalyysin tulokset	143
VI AD-muunninkortin luotettavuusanalyysin syötetiedosto	151
VII AD-muunninkortin luotettavuusanalyysin tulokset	153

SYMBOLILUETTELO

θ_{min}	kulmaerottelukyky
λ	allonpituus
L	interferometrin kannan pituus
n_x	kiihtyvyys X-suuntaan
n_{lat}	kiihtyvyys mihin tahansa muuhun kuin X-suuntaan
g	normaalikiihtyvyys (9.81 m/s^2)
U_n	nimelliskäyttöjännite
P_n	nimellisteho
R_{int}	virtalähteen sisäinen resistanssi
f	taajuus
E	sähkökentän voimakkuus tai kimmomoduli luvussa 3 tai säteilyteho pinta-alayksikköä kohti luvussa 4
H	magneettikentän voimakkuus
I	virta
n_{max}	suurin kiihtyvyys eteenpäin
$n_{tr.max}$	suurin kiihtyvyys poikittaissuntaan
$U_{b/s}$	ohjauspulssin jännite
U_{out}	telemetriasignaalin ulostulojännite
ΔR	resistanssin muutos
I_{det}	anturin virta
τ_{det}	anturin aikavakio
U	jännite
R	resistanssi
R_o	ulostulon antoresistanssi
C_s	ulostulon antokapasitanssi
C_c	kaapelin kapasitanssi
π	pii
f_n	resonanssitaajuus
d	etäisyys, paksuus
ν	Poissonin luku
γ	massa pinta-alayksikköä kohti

a	suorakaiteen leveämmän sivun pituus tai vakio kaavassa (4.13) tai kiihtyvyys kaavassa (7.1)
C	lämpökonduktanssi tai vakio luvussa (3.3)
$C_{1,2}$	solmujen 1 ja 2 välinen lämpökonduktanssi
w	leveys
b	suorakaiteen kapeamman sivun pituus
G	liukukerroin
ρ	aineen tiheys tai heijastussuhde luvussa (4.2.3)
K	aineen lämmönjohtavuus tai vakio luvussa (8.13)
Δx	etäisyys tai paksuus
T	lämpötila
t	aika
c_p	ominaislämpökapasiteetti
q	lämpövirta pinta-alayksikköä kohti, W/m^2
x	matka
Q	lämpövirta, W
C_i	vakio
T_i	vakiolämpötila
x_i	vakioetäisyys tai i:nnen näytteen arvo kohdassa (8.3.3)
ΔT	lämpötilaero
α	absorptiosuhde (absorptiokerroin) tai lämmönsiirtymiskerroin luvuissa (4.2.2) ja (4.5)
δx	rajakerroksen paksuus
τ	läpäisysuhde
S_b	mustan kappaleen säteilemisvoimakkuus
h	Planckin vakio
c	valon nopeus tyhjiössä
k	Boltzmannin vakio
E_b	mustan pinnan säteilyteho pinta-alayksikköä kohti
σ	Stefan-Boltzmannin vakio
λ_{max}	maksimisäteilyvoimakkuuden aallonpituus
S	säteilemisvoimakkuus
ϵ	emissiivisyys (emissiokerroin)
α_s	säteilyn lämmönsiirtokerroin
r	ympyrän säde
$E^{(i)}$	i:nnen heijastuksen tehonsiirto
ϵ_i	i:nnen pinnan emissiivisyys
A_j	mikroaaltoalustan kiinnitysjalan pinta-ala

A_m	mikroaaltoalustan sivun pinta-ala
Q_c	mikroaaltoalustasta johtuva lämpöteho
Q_r	mikroaaltoalustasta säteilevä lämpöteho
Q_{tot}	mikroaaltoalustasta siirtyvä kokonaislämpöteho
P_h	mikroaaltoalustaan tuleva vakio hukkateho
P_l	mikroaaltoalustaan tuleva säätöjärjestelmän sähköteho
T_0	ympäristön lämpötila
V_{CE}	transistorin kollektori-emitteri -jännite
A_v	avoimen silmukan jännitevahvistus
V_{os}	tulosiirrosjännite
I_{os}	tulosiirrosvirta
I_b	tuloesivirta
P	todennäköisyys
P_{tot}	kokonaisluotettavuus
P_d	suunnittelun luotettavuus
P_c	komponenttien luotettavuus
P_f	valmistuksen luotettavuus
P_i	i:nnen komponentin luotettavuus
λ_p	vikataajuus
π_i	vikaennustemallin parametri
v	nopeus
Z	impedanssi
B	magneettivuon tiheys
N	muuntajan kierrosluku
X	massakeskipisteen X-koordinaatti
Y	massakeskipisteen Y-koordinaatti
Z	massakeskipisteen Z-koordinaatti
I_{xx}	inertiamomentti X-akselin suhteen
I_{yy}	inertiamomentti Y-akselin suhteen
I_{zz}	inertiamomentti Z-akselin suhteen
T_H	aaltoputkipäätteen huoneenlämpötila
T_C	aaltoputkipäätteen nestetyypen lämpötila
s	kohinalämpötilan keskihajonta
n	näytteiden lukumäärä
\bar{x}	näytteiden keskiarvo
U_{max}	maksimikäyttöjännite
U_{min}	minimikäyttöjännite
T_{slt}	elinikätestin kesto aika

T_{tot}	kokonaiskäyttöaika
T_{op}	aktiivinen käyttöaika
T_{st}	passiivinen käyttöaika
T_{res}	reservikäyttöaika
T_{test}	kaikkiin testeihin käytetty aika
λ_i	vakiovikataajuus
m	vikojen lukumäärä
t_i	i:nneille mallille kertyvä testausaika
n_i	testattavien mallien lukumäärä
t_{ts}	funktio käyttöajoista, selostettu tarkemmin luvussa (8.13)

1 JOHDANTO

Radioastron on Neuvostoliiton Tiedeakatemian Avaruusinstituutin (IKI) organisoima kansainvälinen avaruustutkimusprojekti, jonka perustana tulevat olemaan avaruuteen lähetettävät radioteleskoopit yhdessä maanpäällisten teleskooppien kanssa (VLBI). Suomi tulee osallistumaan myöhemmin tämän projektin varsinaiseen tieteelliseen tutkimustyöhön Metsähovin radiotutkimusasemalta. Ensimmäinen Radioastron-satelliitti (Radioastron-cm), jonka 22,232 GHz:n vastaanotinta tämä työ käsittelee, on tarkoitus lähettää vuonna 1993. Projektin myöhäisemmässä vaiheessa lähetetään ylemmillä taajuuksilla toimivia teleskooppeja (Radioastron-mm ja Radioastron S-S), joiden kehitystyö tulee pohjautumaan ensimmäiseen. Radioastronista tuonnempana puhuttaessa tarkoitetaan Radioastron-cm -satelliittia.

Avaruuden tutkimisen tehokkuus teleskoopeilla riippuu ensisijaisesti teleskoopin herkkyydestä ja kulmaerottelukyvystä. Ottamalla signaali vastaan kahdessa paikassa ja säilyttämällä vaihetieto, voidaan saavuttaa suuri kulmaerottelukyky. Tällaista laitetta tai järjestelmää kutsutaan interferometriksi. Pitkäkantaisella interferometrillä VLBI (Very Large Base Line Interferometer) tarkoitetaan järjestelmää, jossa kannan pituus - siis antennien välimatka - on hyvin suuri. Mitä suurempi on interferometrin kanta ja mitä pienempi on aallonpituus, sitä tarkempi on kulmaerottelukyky. Kulmaerottelulle pätee

$$\theta_{min} \approx \frac{\lambda}{L}, \quad (1.1)$$

missä λ on aallonpituus ja L kannan pituus. Maapallolla sijaitsevan interferometrin kannan pituutta rajoittaa maapallon halkaisija. Radioastronissa toinen antenni sijaitsee satelliitissa ja toinen Maassa, jolloin kannan pituudeksi suurimmillaan saadaan n. 75 000 km. Tämä on kertaluokkaa suurempi, kuin mitä maanpäällisillä systeemeillä voitaisiin saavuttaa. Radioastronin 22GHz:n vastaanottotaajuuksella saadaan kulmaerottelukyvyyksi 75 000 km:n kannalla n. 40 mikrokaarisekuntia, joka vastaa n. 10^{-8} astetta. Yksittäistä peiliä käytettäessä saman kulmaerottelun aikaansaamiseksi tarvittaisiin peiliantenni, jonka dimensiot olisivat kannan suuruusluokkaa.

Systeemillä päästään tutkimaan aikaisempaa huomattavasti suuremmalla tarkkuudella mm. kvasaareja, tähtisumujen ytimiä, neutronitähtiä ja mustia aukkoja.

Satelliittiin on tarkoitus rakentaa neljä kaksikanavaista vastaanotinta taajuuksille 327 MHz, 1,67 GHz, 4,83 GHz ja 22,232 GHz. Näitä taajuuksia vastaavat aallonpituudet ovat 92 cm, 18 cm, 6,2 cm ja 1,3 cm. Kahdella kanavalla mahdollistetaan polarisaatiomittaukset, jolloin saadaan enemmän tietoa radiolähteestä. Toisaalta kahdella kanavalla saadaan järjestelmän luotettavuutta parannettua vain yhtä polarisaatiota vaativissa mittauksissa. Kaikki vastaanotimet tullaan sijoittamaan satelliitissa ns. "focal package":een, joka on teleskoopin paraboloidiheijastimen polttopisteessä sijaitseva paineistettu kammio.

Tarkemmin tämä käy ilmi kuvasta 2.1. Kaikkien taajuusalueiden vastaanottoon käytetään samaa antennia.

Satelliitin eri vastaanottimet rakennetaan kansainvälisenä yhteistyönä. 327 MHz:n vastaanottimesta vastaa IKI, Neuvostoliiton Tiedeakatemian Avaruustutkimusinstituutti. CSIRO, BAe ja Mitec Australiassa vastaa 1,67 GHz:n vastaanottimen rakentamisesta, NFRA Hollannista yhteistyössä Länsi-Saksan Max-Planck -Instituutin kanssa rakentaa 4,83 GHz:n vastaanottimen ja Teknillinen korkeakoulu Insinööritoimisto Ylisen kanssa rakentavat 22,232 GHz:n vastaanottimen yhteistyönä. Tästä eteenpäin vastaanottimesta puhuttaessa tarkoitetaan rakennettavaa 22,232 GHz:n vastaanotinta.

Vastaanottimen rakentaminen perustuu IKI:n antamien tai yhdessä sovittujen vaatimusten toteuttamiseen. IKI:n ohjeet sisältyvät ns. "Blue Book":iin [1], jossa on määritelty yleisempiä seikkoja sekä useita testausvaatimuksia. Yksityiskohtaisempia suunnitteluvaatimuksia on saatu useista vastaanotinvalmistajien kokouksista, joista koottua materiaalia sisältyy myös tähän työhön.

Jos Radioastron-projektin määrittelyjä ja vaatimuksia verrataan länsimaisiin vastaaviin, niin suurena erona on se, että neuvostoliittolaiset eivät nojaudu mekaanisissa, sähköisissä eivätkä muissakaan vaatimuksissaan mihinkään täällä tunnettuihin standardeihin. Tämä tuottaa ongelmia materiaalivalinnoille, komponenttivalinnoille, rajapintojen määrittelylle ja testausolosuhteiden luomiselle. Esimerkiksi Euroopan Avaruusjärjestöllä ESA:lla on avaruuslaitteista standardit, joita käyttämällä työtä voidaan rationalisoida.

Vastaanottimesta rakennetaan yleisen käytännön mukaan useita erilaisia malleja: mekaaninen malli, lämpömalli, insinöörimalli ja kaksi lentomallia. Mallien käyttö nopeuttaa satelliitin mekaanista kokoonpanosuunnittelua ja lämpötaloudellista suunnittelua. Esimerkiksi mekaaninen malli sisältää vain mekaanisen yhtäläisyyden insinöörimalliin, jolloin se on nopeasti valmistettavissa. Tällöin tosin täytyy vastaanottimen lopullinen massa, mitat, painopiste ja inertiamomentit olla päätettyjä.

Suunnitellun vastaanottimen yksinkertaistettu lohkokaavio on kuvassa 1.1. Vastaanottimen keskitaajuus on 22.232 GHz ja välitaajuuskaista 150 MHz. Herkkä HEMT:eillä toteutettu etuaste, LNA (Low Noise Amplifier), on jäähdytetty 80 °K lämpötilaan ja se on eri yksikkönä jäähdytysalustassa. Muu osa itse vastaanottimesta on vastaanotinyksikössä, joka sijaitsee paineistetussa focal container'ssa. Virtalähdeyksikkö on IKI:n toimittama erillinen laite ja vastaanottimesta puhuttaessa tarkoitetaan näitä kolmea laitetta ja niiden välisiä kaapeleita. Ulostulona saadaan ilmaistu kokonaisteho analogisena ja digitaalisena sekä välitaajuussignaali, joka johdetaan neuvostoliittolaisten spektrianalysaattoriin. Kalibrointiin käytetään lämpötilastabiloituja tarkkuuskohinalähteitä.

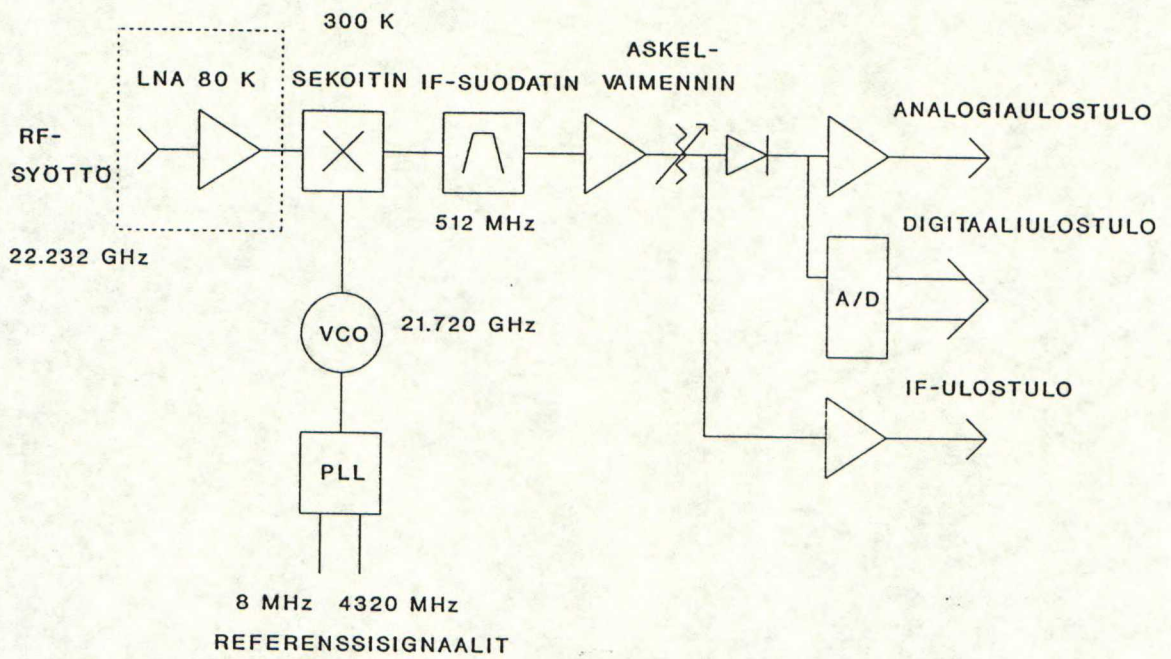
Käytännön rakennustyössä tarvitaan runsaasti tietoja avaruuskelpoisista materiaaleista ja komponenteista, sillä avaruusympäristön rasitus on suuri. Säteilyn, värinän ja vaihtelevien lämpötilojen sieto sekä korkea luotettavuus ovat

ominaista avaruuskelpoisille osille. Avaruuteen lähetettävän laitteen kaikkien toimintojen, sähköisten ja mekaanisten ratkaisujen on oltava erityisen huolellisesti suunniteltuja jo maanpäällä, sillä avaruuslaitteiden on toimittava erityisen suurella luotettavuudella. On paljon halvempaa tehdä moninkertainen suunnitteluprosessi ja toiminnan varmistus testauksineen, kuin suorittaa uusi kallis satelliitin laukaisu vain sen vuoksi, että jokin kriittinen osa ei aluksi toiminutkaan.

Olosuhteet, joihin satelliitti laitteineen joutuu, voidaan jakaa kahteen hyvin erilaiseen tilanteeseen: laukaisuun ja toimintavaiheeseen. Laukaisuvaiheessa satelliittiin kohdistuu voimakkaita mekaanisia rasituksia, kuten kiihdytystä, värinää ja paineen nopeaa muuttumista. Kun satelliitti on radallaan, sitä uhkaavat avaruuden kosminen säteily, meteoriiitit ja suuret lämpötilan vaihtelut. Niinpä esimerkiksi elektroniikka on suojattava hiukkassäteilyltä riittävällä massalla pinta-alaa kohden. Satelliitin toiminnan on oltava näissä kaikissa olosuhteissa luotettavaa ja ennakoitavissa olevaa, sillä satelliitin korjausmahdollisuuksia ei juurikaan ole.

Kaikille avaruuslaitteille tehdään jossain vaiheessa testaus. Radiastronin vastaanottimien testaus alkaa siinä vaiheessa, kun insinöörimalli on saatu valmiiksi.

Työssä oli tarkoituksena suorittaa toteutetulle insinöörimallille avaruuskelpoisuustarkastelut kaikilta vaadittavilta osa-alueilta. Mekaanisia ratkaisuja tarkastellaan luvussa 3. Niiden oikeellisuutta lujuuden ja resonansiominaisuuksien osalta on tutkittu Ins.tsto Ylinen Oy:ssä ja TKK:ssa on tehty joitakin värähtelytarkasteluja. Lämpösuunnittelun tarkastelu, jota käsitellään luvussa 4, on tehty Ylinen Oy:ssä PC-laitteistolla ja TKK:ssa tarkastelu tehtiin tätä varten hankitulla ESATAN-nimisellä lämpösuunnitteluohjelmalla. Luvussa 5 käsitellään sähkömagneettista yhteensopivuutta (EMC). EMC:n osalta ennen testejä tehtävä tarkastelu on kvalitatiivinen ja tarkoituksena oli tarkastella niitä keinoja, joita on käytävissä EMC:n parantamiseksi. Luotettavuustekijöitä käsitellään luvussa 6. Tässä työssä laskettiin luotettavuus esimerkkinä eräälle piirikortille käyttäen apuna sovelletun elektroniikan laboratorion ELCOM-ohjelmaa. Luvussa 7 on käsitelty testauksessa käytettäviä menetelmiä ja laitteistoja ja luvussa 8 on laadittu insinöörimallille testausohjelma, joka on hyväksytettävä IKI:ssä. Koska tämä työ päättyi insinöörimallin testausvaiheen alkuun, testaustuloksia ei päästy tarkastelemaan.



Kuva 1.1 22,232 GHz:n vastaanottimen yksinkertaistettu lohkokaavio yhden kanavan osalta.

2 KÄYTTÖOLOSUHTEET JA VAATIMUKSET

Radioastronin avaruuskelpoisen luotettavan toiminnan takaamiseksi on IKI asettanut laitevalmistajille tiettyjä kriteereitä ja ohjeita. Satelliitin tieteellisten laitteiden suunnittelu ja rakentaminen pohjautuvat näihin suunnittelijalle annettuihin parametreihin, jotka pyrkivät täysin määrittelemään laitteelle halutun toiminnan.

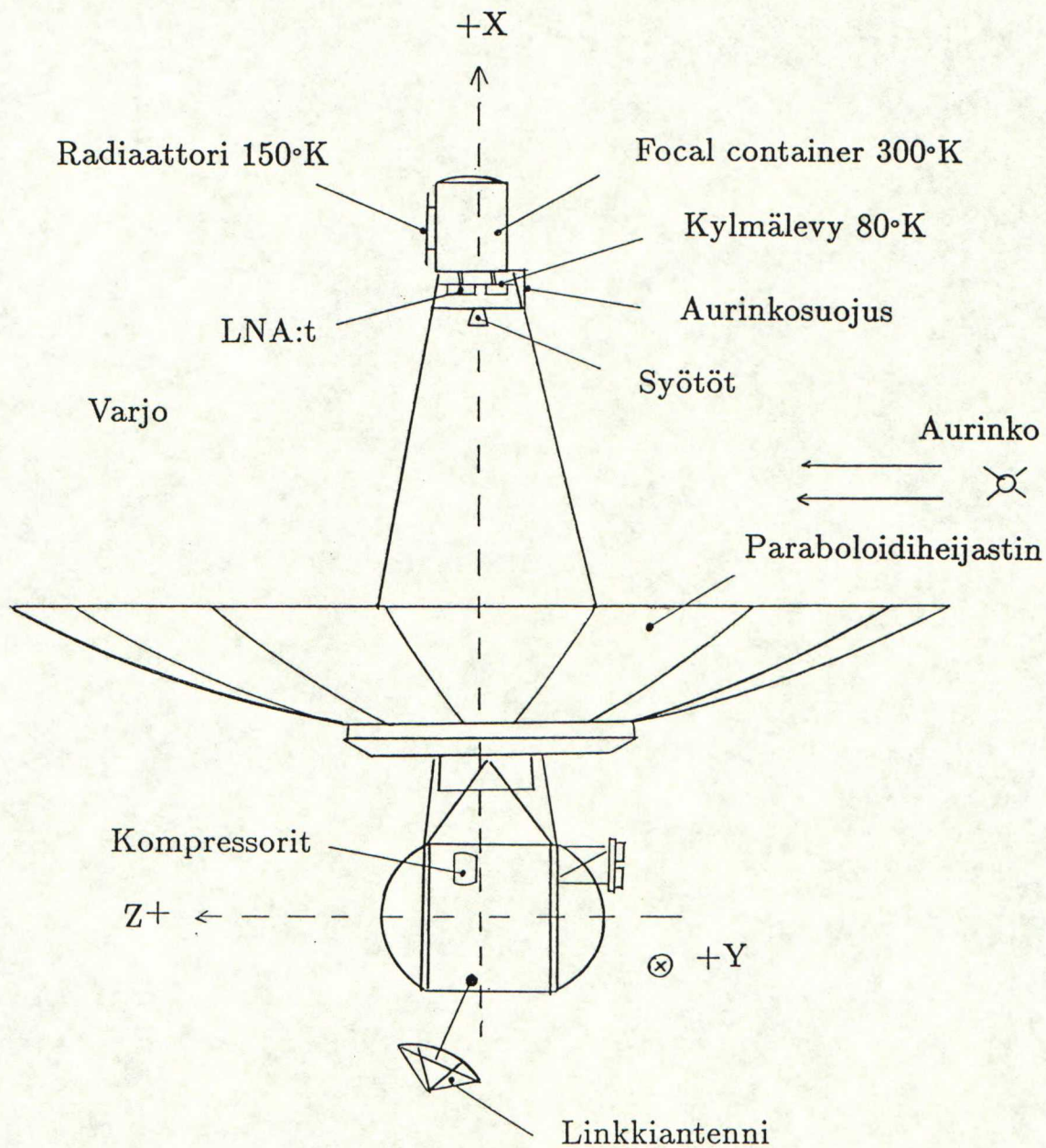
Radioastron-satelliitin tieteellisille laitteille asetetut vaatimukset on määritelty yleisellä tasolla "Blue Book":ssa [1]. Ne koskevat sellaisenaan myös tässä työssä käsiteltävää 22 GHz:n vastaanotinta. Koska vastaanottimen suunnittelun täytyy olla tiettyjen fysikaalisten realiteettien rajoissa, ei kaikkia vastaanottimen yksityiskohtia kuitenkaan voida määrätä yksipuolisesti etukäteen. Sen vuoksi on lisäksi olemassa suuri määrä muita määrittelyjä ja sopimuksia, joita on tehty IKI:n ja muiden vastaanotinrakentajien kanssa myöhemmissä neuvotteluissa. Tällaisia ovat erilaiset mekaaniset ja sähköiset ratkaisut, joilla on avaruuskelpoisuuden ja projektin tarkoituksen kannalta oleellista merkitystä. Mikäli vaatimuksissa ei suoraan nojauduta "Blue Book'iin", on viite annettu.

Vastaanottimen toiminnan saattamiseksi avaruuskelpoiselle tasolle tarvitaan tietoja laukaisun mekaanisesta rasituksesta, lennon aikaisista fysikaalisista olosuhteista, sähkömagneettisen yhteensopivuuden vaatimuksista sekä elektronikan luotettavuudelle asetetuista vaatimuksista.

Luvussa tarkastellaan lähemmin, millaisissa olosuhteissa vastaanotin joutuu toimimaan. Vastaanottimelle laaditut testausohjelmat liittyvät läheisesti juuri näiden osa-alueiden vaatimusten toteamiseen tai niissä mahdollisesti ilmenevien puutteiden paljastamiseen. Osa vaatimuksista antaa jo suoraan myös ohjeet testauksen suorittamisesta. Testaus on käsitelty luvuissa 7 ja 8.

2.1 Mekaaniset olosuhteet

Satelliitin laukaisuvaiheessa esiintyy erityisen voimakkaita mekaanisia voimia, jotka rasittavat kaikkia rakenteita. Sen sijaan ratavaiheessa satelliitti on painottomassa ja paineettomassa tilassa, jossa mekaaniset rasitukset ovat ole-mattomia. Vastaanottimen kokemia mekaanisia rasituksia laukaisun aikana kuvataan siihen kohdistuvilla oletetuilla mekaanisilla kiihtyvyyksillä, värähtelyillä ja akustisella paineella. Seuraavassa on kuvattu niitä olosuhteita, joihin vastaanotin tulee laukaisun aikana joutumaan tai annettu mekaanisia vaatimuksia lähinnä laukaisuvaiheen olosuhteiden perusteella. Vastaanotin- ja LNA-yksiköiden sijoittelu satelliittiin ilmenee kuvasta 2.1.



Kuva 2.1 Radioastron satelliitin rakenne. Vastaanottimet sijaitsevat paraboloidiheijastimen polttopisteessä ns. "focal container":issa, joka on paineistettu kammio.

2.1.1 Kiihtyvyydet

Kiihtyvyydet voidaan jakaa edelleen staattisiin ja dynaamisiin kiihtyvyyksiin. Kiihtyvyyksien komponentit määritellään ortogonaalisessa koordinaatistossa X, Y ja Z suuntiin. X-akseli on antennin heijastimen akselin suuntainen ja samalla laukaisusuunta.

2.1.1.1 Staattiset kiihtyvyydet

Kantoraketin työntövoiman aiheuttama kiihtyvyys:

- pitkittäinen: $n_x=4.0$ g
- muihin suuntiin $n_{lat}=1.5$ g

2.1.1.2 Dynaamiset kiihtyvyydet

Dynaamiset kiihtyvyydet on annettu taulukossa 2.1.

Taulukko 2.1 Dynaamiset kiihtyvyydet.

moodi	suunta	taajuus [Hz]	suurin amplitudi [g]	maksimi- kesto [s]	lkm
1	X	10–30	7	0,2	6
2	X,Y	4–10	3	1	2
3	X,Y,Z	500–2 k	40	0,01	3

i) Testaus tapahtuu millä tahansa yhdellä taajuudella kullakin taajuuskaistalla. Suositeltu taajuus ensimmäiselle kaistalle on 15 Hz, toiselle 6 Hz.

ii) Testaus taulukon 2.1 moodissa 3 on sallittua korvata kolmella kuhunkin kolmeen ortogonaaliseen suuntaan annettavalla 40 g impulssilla, jonka kesto aika on 0,5 - 2 ms (yhteensä 18 impulssia).

2.1.2 Resonointiominaisuudet

Vastaanottimen rakenteella ei saa olla resonansseja alle 40 Hz taajuuksilla. Resonanssit alle 40 Hz taajuuksilla ovat sallittuja ainoastaan erikoisluvalla.

2.1.3 Pitkäaikaiset värähtelyt

Vastaanottoimeen kohdistuu pitkäaikaisia harmonisia värähtelyjä X-, Y- ja

Z-suuntiin taajuusalueella 1-20 Hz taulukon 2.2 mukaisesti. Mikäli kiihtyvyys muuttuu taajuuskaistoilla, muutos on lineaarinen.

Taulukko 2.2 Pitkäaikaiset harmoniset värähtelyt 1–20 Hz.

		Taajuuskaista [Hz]			
		1–2	2–5	5–10	10–20
Vaihe	Kesto [s]	Amplitudi [g]			
1	600	0,3–0,5	0,5	0,5–1,0	1,0
2	600	0,2–0,3	0,3–0,4	0,4–0,5	0,5

Vastaanottimeen kohdistuu satunnaisvärähtelyjä taajuusalueella 20-2000 Hz taulukoiden 2.3a ja 2.3b mukaisesti. Muutos spektraalisessa tiheydessä on lineaarinen taajuuden suhteen logaritmisella asteikolla.

Testattaessa on luvallista korvata taulukoiden 2.3a ja 2.3b mukainen satunnaisvärähtelyillä tapahtuva testaus taajuuspyrkäisillä alimmasta taajuudesta ylimpään siten, että taajuuteen 100 Hz pyrkäisynopeus on puoli oktaavia sekunnissa tai vähemmän ja siitä ylöspäin yksi oktaavi sekunnissa tai vähemmän.

Taulukko 2.3a Pitkäaikaiset satunnaisvärähtelyt 20-200Hz.

		Taajuuskaista [Hz]		
		20–50	50–100	100–200
Vaihe	Kesto [s]	Kiihtyvyyden spektraalinen tiheys [g ² /Hz]		
1	120	0,02	0,02	0,02–0,05
2	480	0,02	0,02	0,02
3	600	0,004	0,004	0,004
4	2400	0,001	0,001–0,002	0,002

Taulukko 2.3b Pitkäaikaiset satunnaisvärähtelyt 200-2000 Hz.

		Taajuuskaista [Hz]		
		200–500	500–1000	1000–2000
Vaihe	Kesto [s]	Kiihtyvyyden spektraalinen tiheys [g ² /Hz]		
1	120	0,05	0,05–0,025	0,025–0,013
2	480	0,02–0,008	0,008–0,004	0,004–0,002
3	600	0,004	0,004	0,004–0,002
4	2400	0,002–0,001	0,001–0,005	0,005

Taulukko 2.4a Pitkäaikaiset harmoniset värähtelyt 20-320 Hz.

		Taajuuskaista [Hz]			
		20-40	40-80	80-160	160-320
Vaihe	Kesto [s]	Kiihtyvyyden amplitudi [g]			
1	120	1,0-1,5	1,5-2,0	2,0-4,0	4,0-8,0
2	480	1,0-1,5	1,5-2,0	2,0-3,5	3,5-4,0
3	600	0,5-0,7	0,7-1,2	1,2-1,5	1,5-2,5
4	2400	0,2	0,2	0,5	0,5

Taulukko 2.4b Pitkäaikaiset harmoniset värähtelyt 320-2000 Hz.

		Taajuuskaista [Hz]		
		320-640	640-1280	1280-2000
Vaihe	Kesto [s]	Kiihtyvyyden amplitudi [g]		
1	120	8,0-10,0	10,0	10,0
2	480	4,0	4,0	4,0
3	600	2,5-3,5	3,5-4,0	4,0
4	2400	0,5	1,0	1,0

Vastaanottoimeen kohdistuu pitkäaikaisia harmonisia värähtelyjä taajuusalueella 20-2000 Hz taulukoiden 2.4a ja 2.4b mukaisesti.

i) Kohdan 2.1.3 värähtelyvaikutukset hyväksytään lentomallin testauksessa pienennettyinä kertoimilla:

Amplitudille: 1,5

Spektraaliselle tiheydelle: 2,0

Ajalle: 2,0

ii) Resonanssien tarkistus on tapahduttava suurimmilla amplitudeilla (vaihe 1). Testejä alle 5 Hz:n sinimuotoisilla värähtelyillä ei tarvitse tehdä. Jos kohdan 2.1.2 resonoimattomuusehto täytetään, ei taulukon 2.2 mukaista sinimuotoisilla värähtelyillä tehtävää testausta alle 20 Hz:n taajuuksilla tarvitse suorittaa.

2.1.4 Akustiset olosuhteet

Laukaistaessa satelliittia radalleen vastaanottoimeen kohdistuu 120 sekunnin ajan akustinen paine, jonka neliöllinen keskiarvo on 148 dB (0dB vastaa $2 \cdot 10^{-5}$ Pa). Kohinaspektri on taulukossa 2.5.

Akustisten vaikutusten huomioimisesta päättää vastaanottimen rakentaja.

Taulukko 2.5 Akustinen kohinaspektri.

Keskitaajuus [Hz]	Kohinan akustinen paine [dB]
31,5	130
63	133
125	136
250	142
500	144
1000	137
2000	130
4000	123

2.2 Ilmastolliset olosuhteet

Radioastronin vastaanottimet sijoitetaan teleskoopin polttopisteessä olevaan "focal package"iin. Tämä tila on paineistettu pääasiassa tyypeä sisältävällä kaasuseoksella, jota tuuletin kierrättää [2:1.6]. Vastaanottimen LNA ei tule kuitenkaan tähän tilaan, vaan tyhjiöön, jossa sitä jäähdytetään kohinalämpötilan alentamiseksi.

2.2.1 Lämpötilaolosuhteet focal package'ssa

Focal package'n kaasun lämpötila on vastaanotinten ollessa poiskytkettyinä +5...+10 °C ja päällekytkettyinä 6...8 tunnin kuluttua enintään +35 °C [2:1.6].

2.2.2 Paineistuskaasun muut ominaisuudet focal package'ssa

Vastaanotin joutuu focal package'ssa eri vaiheissa seuraaviin kaasunpaineisiin:

- Täyttövaiheessa 0,157 MPa
- Maksimissaan 0,176 MPa
- Minimissään 0,137 MPa

Täyttökaasu koostuu seuraavista komponenteista:

- Tyypeä 94...98 %
- Happea 2...6 %
- Heliumia 0,001 % tai enemmän

Täyttökaasun kastepiste vaihtelee välillä -20 °C...-25 °C [2: 1.6].

2.2.3 Olosuhteet focal package'n tiiviystarkastuksessa

Focal package'n tiiviys tarkastetaan IKI:ssä joko siten, että focal package on tyhjäkammiossa (vastaa avaruuden olosuhteita) tai siten, että se on normaallipaineessa ja sisälle kehitettävä testipaine on ulkoinen absoluuttinen paine lisättynä halutulla testipaineella.

2.2.3.1 Olosuhteet tiiviystarkastuksessa tyhjiökammiossa

- Paine tyhjiökammiossa: 0,133 Pa
- Kontrollikaasuseos: 90 % typpeä ja 1 % heliumia
- Kaasunpaine: 0,176 MPa
- Testipaineen vaikutusaika: enintään 10 h
- Minimipaine focal package'ssa, kun se sijoitetaan tyhjiökammioon: 39,2 kPa
- Aika, jona focal package'ssa vallitsee minimipaine: enintään 30 h

2.2.3.2 Olosuhteet tiiviystarkastuksessa tyhjiökammion ulkopuolella

Tyhjiökammion ulkopuolella tapahtuvassa tiiviystarkastuksessa olosuhteet ovat seuraavat:

- Kontrollikaasuseos: 90 % typpeä ja 10 % heliumia
- Maksimi paine focal package'ssa: 0,275 MPa
- Aika, jona focal package'ssa vallitsee maksimipaine: enintään 24 h

Paineenmuutos focal package'ssa täyttö- ja tyhjennysvaiheissa sekä tyhjiöön sijoittamisen aikana on 4,9 kPa/min. Jos vastaanotin ei kestä 10 % heliumpitoisuutta, se on irroitettava focal package'sta ennen tiiviystarkastusta.

2.2.4 Olosuhteet asennusvaiheessa

Asennusvaiheen aikana vallitsee seuraavanlaiset olosuhteet:

- Ilman lämpötila: +5...+35 °C
- Suhteellinen kosteus: 15...80 %
- Ilmanpaine: 630...800 mm Hg

Käytettäessä vastaanotinta maassa kosteusolosuhteet instrument container'ssa ovat seuraavat:

- Täyttövaiheessa: Kastepiste $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ tai alle
- Säilytysvaiheessa: Kastepiste $-5\text{ }^{\circ}\text{C}$ tai alle

2.2.5 Tyhjiö avaruudessa

Fockal package'n ulkopuolelle asennettava LNA joutuu avaruuden tyhjiöön, jossa paine on 10^{-14} mm Hg.

2.3 Säteilyolosuhteet

Lennon aikana vastaanotin joutuu kosmisen säteilyn vaikutuksen alaiseksi. Tämän säteilyn pääaiheuttajat ovat aurinkotuulen protonit ja Maan säteilyvyöhykkeiden protonit ja elektronit. Taulukossa 2.6 on annettu protoneiden ja elektronien säteilyannokset lennon aikana eri suojausvahvuuksilla.

Taulukko 2.6 Säteilyannokset lennon aikana.

	Suojauksen määrä [g/cm ²]				
	0,01	0,15	0,5	1,0	3,0
Säteilytyyppi	Annos lennon aikana [rad]				
Protonit	$400 \cdot 10^3$	$40 \cdot 10^3$	$8 \cdot 10^3$	$2 \cdot 10^3$	800
Elektronit	$1,2 \cdot 10^7$	10^6	$60 \cdot 10^3$	$6 \cdot 10^3$	160

Suojausvahvuus $0,01\text{ g/cm}^2$ vastaa suojaamatonta tilannetta. Focal package'n pinnoitteen suojaus on $0,15\text{ g/cm}^2$, focal package'n seinien suojaus 1 g/cm^2 ja focal package'n sisällä, jossa vastaanotinkin sijaitsee, suojausta on 3 g/cm^2 joka suuntaan.

Vastaanottimen säteilynkesto tulee varmistaa laskelmilla ottaen huomioon laitteen asento satelliitissa. Tarvittaessa voidaan tehdä testaus simulaattorissa.

2.4 Meteoriiittiolosuhteet

Lennon aikana satelliitti joutuu meteoriittipommitukseen. Nämä meteoriitit ovat pääasiassa peräisin komeetoista ja maan meteoriittipilvestä. Tässä yhteydessä meteoriitin törmäysnopeuden satelliittiin oletetaan olevan keskimäärin

Taulukko 2.7 Meteoriittitiheys.

Massa [g]	Hiukkas- virta [$\text{m}^{-2} \cdot \text{s}^{-1}$]
10^{-2}	$1,6 \cdot 10^{-12}$
10^{-3}	$2 \cdot 10^{-11}$
10^{-4}	$2,5 \cdot 10^{-10}$
10^{-5}	$3,1 \cdot 10^{-9}$
10^{-6}	$4 \cdot 10^{-9}$
10^{-7}	$4,9 \cdot 10^{-9}$

20 km/s ja tiheyden 3 g/cm^3 . Meteoriittitiheys eri kokoisille hiukkasille kiertoradalla on annettu taulukossa 2.7.

2.5 Sähköiset vaatimukset

2.5.1 Syöttöjännitteet

Stabiloitu syöttöjännite vastaanottimelle on $27 \pm 0,8 \text{ V}$. Poikkeama voi kuitenkin olla $\pm 3 \text{ V}$, mutta enintään 0,05 s ajan. Stabiloimattoman syöttöjännitteen suuruus on $27 \pm 7 \text{ V}$.

2.5.2 Häiriöt syöttöjännitteissä

Vastaanottimen tulee toimia normaalisti, kun syöttöjännitelinjoissa esiintyy jännitepulsseja, joiden taajuus on yli 300 Hz ja amplitudi enintään 1,2 V. Näiden pulssien muotoa voidaan simuloida suorakaidepulsseilla, joiden pulssisuhde on $2 \pm 0,2$. Pulssin reunojen nousu- ja laskuaika on enintään 20 % pulssin kestosta. Vastaanottimen testaus näillä häiriöpulsseilla tapahtuu taulukon 2.7 mukaisilla amplitudi- ja taajuuskombinaatioilla.

Taulukko 2.7 Testaus häiriöpulsseilla.

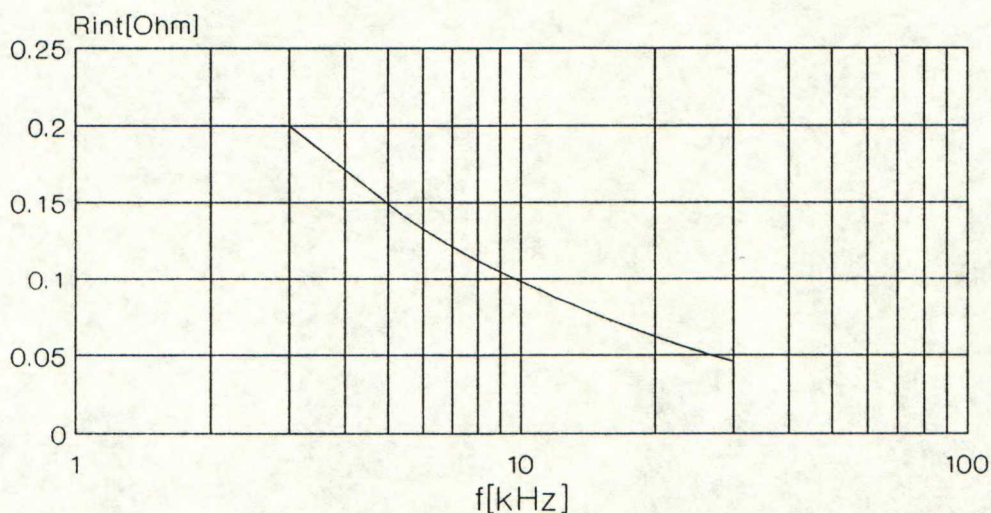
Toistotaajuus [kHz]	0,3–1,7	1,7–6,5	6,5–30	30–50
Amplitudi [mV]	1000	850	600	250

2.5.3 Vastaanottimen syöttöjännitteisiin emittoimat häiriöt

Vastaanotin ei saa emittoida virtalähteisiin taajuusalueella 300 Hz...50 kHz häiriöpulsseja, joiden amplitudi ylittää arvon $U_n = 5 \cdot 10^{-3} P_n \cdot V/W$, missä P_n on vastaanottimen kuluttama teho.

Virtalähteen sisäinen resistanssi $R_{int} \leq 0,2 \text{ Ohm}$, kun $f > 300 \text{ Hz}$. R_{int} muuttuu taajuuden funktiona kuvan 2.2 mukaisesti.

Häiriöiden harmonisten komponenttien taso taajuusalueella 700...2400 Hz ei saa olla yli 10 % taulukon 2.7 arvoista.



Kuva 2.2 Virtalähteen R_{int} taajuuden funktiona.

2.5.4 Johdotus

Virtalähde-, ohjaus- ja signaalipiirien johdotus täytyy tehdä kaksi-johto -systeemillä, jolla ei saa olla yhteyttä satelliitin runkoon.

2.5.5 Suodatus

Vastaanottimen syöttöjännitteen sisäänmenossa täytyy olla ensimmäisenä induktanssi. Puhtaasti kapasitiivisten suodattimien käyttö on kielletty.

2.5.6 Sähköinen ja mekaaninen asennus täytyy olla sellainen, että se mahdollisimman tehokkaasti vaimentaa laitteiden keskinäisiä häiriöitä.

2.5.7 Telemetriaa välittävät piirit eivät saa olla galvaanisessa kosketuksessa virtalähteeseen, ohjaus- ja signaalipiireihin eikä vastaanottimen koteloon.

2.5.8 Vastaanottimen kaikkien elektronisten piirien eristysvastuksen laitteen kotelon tai satelliitin rungon välillä on oltava:

- Vähintään 20 MOhm, kun suhteellinen kosteus on enintään 80 % ja lämpötila välillä $+25\pm 10$ °C.
- Vähintään 1 MOhm, kun suhteellinen kosteus on enintään 98 % ja lämpötila välillä $+25\pm 10$ °C.
- Vähintään 5 MOhm, kun lämpötila on $+40$ °C ja muut olosuhteet ovat normaalit. *)

**) Normaaleilla olosuhteilla tarkoitetaan:*

- *Lämpötila välillä $+25\pm 10$ °C*
- *Suhteellinen kosteus välillä 40...80 %*
- *Paine välillä 84...107 kPa.*

2.5.9 Vastaanottimeen liittyvien puolijohteita sisältämättömien virtalähteiden ulostulojen ja sisäänmenojen sekä ohjaus- ja signaalipiirien eristyksen on kestettävä laitteen kotelon ja k.o. piirin välinen 200 V:n testijännite. Testijännitettä kestävämmien puolijohteita sisältävien piirien eristyksen kestävyys tarkistusmenetelmä on mainittava vastaanottimen teknillisissä spesifikaatioissa ja käyttöohjeissa.

2.5.10 Yli 100 V:n jännitteitä käyttävien piirien testausmenetelmistä täytyy olla selvitys vastaanottimen teknillisessä selostuksessa.

2.5.11 Vastaanottimen virrallisten osien eristysvastusten täytyy olla mitattavissa laitteen ollessa yhdistettynä satelliitin sähköverkkoon ja virran ollessa päällä tai pois kytkettynä.

2.5.12 Jos vastaanottimen tehonkulutus on alle 100 W, sen käynnistysvirta ei saa ylittää 5 kertaista nimellisvirtaa. Jos laite kuluttaa tehoa yli 100 W, sen käynnistysvirta saa olla enintään 1,5 kertaa nimellisvirta. Käynnistys saa kestää enintään 0,2 s.

2.5.13 Vastaanottimen virtalähteessä on käytettävä suojauskytkentää, joka oikosulun sattuessa kytkee vastaanottimen irti viimeistään 0,05 s:n kuluessa. Vika vastaanottimeissa ei saa johtaa sen virrankulutuksen kasvuun enemmän kuin kaksinkertaiseksi 15 s ajaksi.

2.5.14 Muut tarpeelliset virtalähteet tulee sijoittaa vastaanottimeen.

2.5.15 Sisääntulo- ja ulostulosignaaleiden määrittelemiseksi vaaditaan sopimus liitettävien laitteiden suunnittelijoilta.

2.5.16 Ohjaussignaalit vastaanottimen ja satelliitin välillä muodostetaan katkomalla miinusjohdinta suhteessa plusjohtimeen. Plusjohtimen käyttö kytke-

miseen on kielletty.

Ohjaussignaaleita sallitaan välitettävän releiden tai muiden kytkentähetkellä virrattomien kontaktien (dry contact) avulla, ja ohjaussignaaleiden välitykseen täytyy käyttää vähintään kahdennettua johdotusta.

Ohjaussignaaleiden kesto aika on 0,2 ...0,4 s.

Virta ohjaussignaali johtimessa (kahdennetussa johtimessa yhteenlaskettu virta) ei saa ylittää 0,1 A.

Ohjaussignaalit, jotka poikkeavat kesto ltaan tai kuormaltaan yllä olevista, vaativat erityissuostumuksen.

2.5.17 Vastaanottimen insinöörimallin ja lentomallien täytyy olla keskenään täysin vaihtokelpoisia.

2.5.18 Sähköiset piirit, jotka vaativat käynnistyksessä tai sammutuksessa erityisen jännitteiden kytkennän järjestyksen, tulee olla suojattu väärää kytkentäjärjestystä vastaan. On suositeltavaa, että tällaisten piirien käynnistys ja sammutus olisivat automaattisia.

2.6 Sähköinen testaus satelliitissa

Vastaanottimen sähköisen testauksen satelliitissa hoitaa IKI. Vastaanotinvalmistajien on kuitenkin suunnitteluvaiheessa huomioitava eräitä tähän vaiheeseen liittyviä alla lueteltuja seikkoja.

2.6.1 Järjestelmän sähköisessä testauksessa vastaanottimen ja testilaitteen virtalähteitä täytyy syöttää eri käyttö sähköillä. Näiden galvaaninen yhdistäminen ei ole sallittua.

2.6.2 Vastaanotin täytyy suunnitella siten, että kaikki tarvittavat järjestelmän testaukset voidaan tehdä ilman sen irrottamista satelliitista tai pysyvien liitosten purkamista.

2.6.3 Osat, jotka vastaanottimesta täytyy irrottaa ennen järjestelmän testausta ja laukaisua, täytyy olla punaisella väritetyt ja niissä on oltava asiaankuuluvat merkinnät.

2.6.4 Kaapeleiden ja vastaanottimen liittimet on merkittävä kukin niin, että väärän kytkennän mahdollisuus on poissuljettu. Oikea liitos tarkastetaan ennen testausta "check joint":illa, joka on vastaanottimen kaikkien pistokkeiden läpi kulkeva, oikeassa kytkentätapauksessa sulkeutuva, johdinsilmukka.

2.6.5 Testiliitin varustetaan tulpalla ennen lentoa (IKI toimittaa [3]).

2.7 Metallointivaatimukset

2.7.1 Metalloinnilla tarkoitetaan tässä luotettavaa sähköistä kontaktia satelliitin komponenttien ja laitteiden koteloiden välillä, millä saatetaan kaikki satelliitin osat samaan sähköiseen potentiaaliin. Metalloinnin tarkoituksena on estää häiriöt, jotka aiheutuisivat staattisista sähköpurkauksista satelliitin laitteiden välillä.

2.7.2 Vastaanotin metalloidaan (ellei se ole metallia huom.), jotta sen maadoitus voidaan tehdä sen yhden kiinnityspultin välityksellä. Metalloidun pinnan tulee ilmetä vastaanottimen piirustuksista.

2.7.3 Vastaanottimen metalloinnin ja maadoituspultin välinen ylimenoresistanssi saa olla enintään 0,002 Ohm. Ylimenoresistanssin minimoimista varten metalloinnin tulee olla puhdistettavissa maalista siltä kohtaa, josta se vastaa kiinnityspulttiin.

2.8 Sähkömagneettinen yhteensopivuus

2.8.1 Suunnittelussa tulee käyttää erilaisia kytkennällisiä ja teknillisiä menetelmiä vastaanottimen häiriöiden emittoinnin minimoimiseksi ja toisaalta häiriöiden siedon maksimoimiseksi. Näitä menetelmiä ovat esimerkiksi balansointi, kuristimien käyttö tasavirroilla ja pienillä taajuuksilla, erotusmuuntajat vaihtovirroilla, häiriönpoistosuodattimet ja suojauskytkennät releille.

2.8.2 Suojatun johtimen suojauksen tiheyden tulee olla vähintään 85 %.

2.8.3 Jos kaapeli sijoitetaan voimakkaaseen magneettikenttään, suojaus on tehtävä magneettisesta materiaalista tai on käytettävä kahta suojausta siten, että sisemmällä on suuri magneettinen permeabiliteetti ja ulommalla suuri sähkönsuojavuus.

2.8.4 Magneettisten häiriöiden emittoinnin minimoimiseksi ja häiriösiedon maksimoimiseksi virtalähteen johdot täytyy kiertää pariksi ("miinus"- ja "plus-johdot") ja kaapeli varustaa suojauksella. Kierretyn johdinparin kierteen pituus eri poikkipinta-alaisille johtimille on annettu taulukossa 2.8.

Myös häiriöille herkkien kontrollipiirien meno- ja paluujohtimet pitäisi kiertää pareiksi.

Taulukko 2.8 Kierretyn johdinparin kierteen pituus.

Johtimen poikki- pinta-ala [mm ²]	Kierteen pi- tuus [mm]
0,05–0,12	10–15
0,12–0,2	15–20
0,35–0,5	20–25
0,5–0,75	25–30
>0,75	30–40

2.8.5 On suositeltavaa, että kaikki kaapelit, jotka ovat paineistettujen tilojen ulkopolella, varustettaisiin suojauksella. Satelliitin kaapelijärjestelmässä kentille herkkään laitteeseen kytketyt signaalit tulisi välittää kukin omissa suoja-
tuissa kierretyissä pareissa.

2.8.6 Suojauksia ei saa käyttää paluujohtimina.

2.8.7 Suojauksen on oltava yhtenäinen systeemien ja laitteiden välillä.

2.8.8 Vastanottimen kuoren mekaanisten ”epäjatkuvuuskohtien” (aukot, tuuletusreiät) määrä täytyy minimoida. Jos vastaanottimeessa on irrotettavia sähköä johtavia osia tai liikuteltavia laitteen osia, on välttämätöntä, että näiden yhdistämisessä laitteen kuoreen saavutetaan luotettava sähköinen kontakti. Tähän on käytettävä sähkömagneettisia tiivistäjä.

2.8.9 Tehtäessä vastaanottimeen suojauksia useammista osista saumojen kontaktointi on varmistettava normaalisti hitsaamalla tai juottamalla. Aukottomalla hitsauksella tai juotteella tehdyt saumat ovat suositeltavampia kuin niitatut tai ruuvein tehdyt.

2.8.10 Vastanottimen kuoreen ei suositella tehtävän suorakaiteen muotoisia aukkoja, jotta vältetään rakoantennin muodostuminen. Tuuletusreikien ja muiden aukkojen täytyy olla pyöreitä. On otettava huomioon, että suuri määrä pieniä aukkoja, joilla on sama pinta-ala kuin yhdellä suurella, vuotaa vähemmän sähkömagneettista energiaa. On suositeltavaa, että vastaanottimen kuoreen ei tehtäisi aukkoja, joiden halkaisija on suurempi kuin kuoren paksuus.

2.8.11 Laitteissa, jotka ovat herkkiä sähkömagneettisille häiriöille tai emittoivat niitä voimakkaasti, tuuletusaukot täytyy suojata sähköä johtavalla rei’itetyllä pellillä tai verkolla. Verkon kaikkien lankojen välinen ja verkon reunoilta laitteen runkoon tuleva sähköinen kontakti on varmistettava.

2.8.12 Tulokset sähkömagneettisen yhteensopivuuden testauksesta on toimitettava IKI:lle.

2.8.13 Epätyydyttävien testitulosten tapauksessa on joko satelliitin tai vastaanottimen EMC-ominaisuuksia parannettava.

2.8.14 Insinööri- ja lentomallimallien täytyy täyttää kohtien 2.8.15 ja 2.8.16 vaatimukset.

2.8.15 Rajoitukset vastaanottimen emittoimille häiriöille

2.8.15.1 Suurin sallittu huippuarvo vastaanottimen emittoiman kapeakaistaisen säteilyn sähkökentälle E yhden metrin etäisyydellä toimivasta laitteesta on annettu taulukossa 2.9.

Taulukko 2.9 Kapeakaistaisen sähkökentän sallittu emittointi.

Taajuuskaista [Hz]	E [dB μ V/m]
1 k–50 k	$40 + 3,5 \cdot \log(f[\text{Hz}])$
50 k–300 M	$71,8 - 3,1 \cdot \log(f[\text{Hz}])$

2.8.15.2 Suurin sallittu huippuarvo vastaanottimen emittoiman kapeakaistaisen säteilyn magneettikentälle H taajuusalueella 1 kHz - 300 kHz yhden metrin etäisyydellä toimivasta laitteesta on 60 μ A/m.

2.8.15.3 Suurin sallittu huippuarvo kapeakaistaisille virroille kaapeleissa on annettu taulukossa 2.10. Testauksessa virtalähdepiirin syöttöjännitekaapelin johtimista mitataan erikseen ”plus”- ja ”miinus”- johtimen virta sekä näiden yhteismuotoinen virta. Muista kaapeleista mitataan vain yhteismuotoinen virta. Mittaus suoritetaan induktiosilmukalla, jonka läpi k.o. johtimet tai kaapelit kulkevat.

Taulukko 2.10 Kaapeleissa sallitut kapeakaistaiset vaihtovirrat.

Taajuuskaista [Hz]	I [dB μ A]
1 k–20 k	80
20 k–2 M	$166 - 20 \cdot \log(f[\text{Hz}])$
2 M–30 M	40

2.8.15.4 Suurin sallittu sähkökentän voimakkuus E vastaanottimen emittoimille laajakaistaisille häiriöille taajuusalueella 1 kHz - 1 MHz yhden metrin etäisyydellä toimivasta laitteesta on

$$E = [150 - 13,3 \cdot \log(f[\text{Hz}])] \text{ dB}\mu\text{V/m/MHz} .$$

2.8.15.5 Suurin sallittu laajakaistainen häiriövirta kaapeleissa eri taajuusalueilla on annettu taulukossa 2.11. Testauksessa virtalähdepiirin syöttöjännitekaapelin johtimista mitataan erikseen ”plus”- ja ”miinusjohtimen” virta sekä näiden

yhteismuotoinen virta. Muista kaapeleista mitataan vain yhteismuotoinen virta. Mittaus suoritetaan induktiosilmukalla, jonka läpi k.o. johtimet tai kaapelit kulkevat.

Taulukko 2.11 Kaapeleissa sallitut laajakaistaiset vaihtovirrat.

Taajuuskaista [Hz]	I [dB μ A/MHz]
1 k–20 k	135
20 k–2 M	$135-42,5 \cdot \log(f[\text{Hz}]/(2 \cdot 10^4))$
2 M–30 M	50

2.8.16 Vastaanottimen häiriöiden sieto

2.8.16.1 Vastaanottimessa ei saa ilmetä toiminnan virheellisyyksiä, toiminnan heikkenemistä tai poikkeamia asetusarvoista kun vastaanotin altistetaan enintään kohtien 2.8.16.4 - 2.8.16.7 mukaisille häiriöille.

2.8.16.2 Häiriönsietoa testattaessa vastaanottimen *normaalitoiminta* on valmistajan määrittelemä ja se täytyy ilmetä vastaanottimen teknillisistä spesifikaatiosta.

2.8.16.3 Testattaessa vastaanottimen sähkömagneettisen säteilyn kestoa testikentäksi katsotaan se kenttä, joka on vastaanottimen testauspaikalla silloin, kun vastaanotin itse ei ole siinä.

2.8.16.4 Testauksen sähkökentän huippuarvo E taajuusalueella 1 kHz - 300 MHz on 120 dB μ V/m.

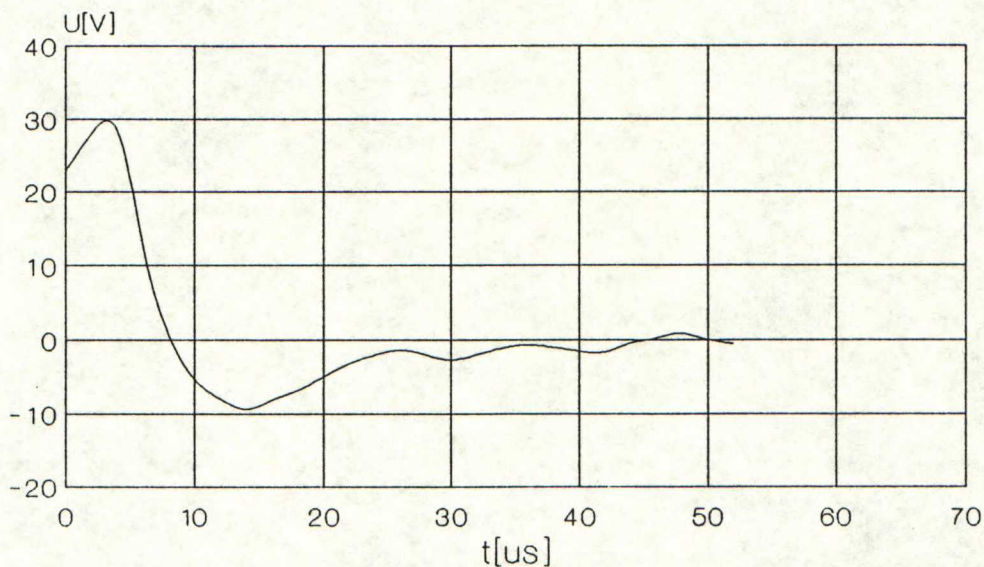
2.8.16.5 Testauksen magneettikentän huippuarvo H taajuusalueella 1 kHz - 300 kHz on 80 dB μ A/m.

2.8.16.6 Primäärivirtalähteen kaapeleissa käytettävien testausvirtojen huippuarvot eri taajuusalueilla on annettu taulukossa 2.12. Testausvirtaa syötettäessä vastaanottimen syöttöjännite on alueella 25,5 - 28,5 V.

Taulukko 2.12 Primäärivirtalähteen kaapeleissa käytetyt testivirrat.

Taajuuskaista [Hz]	I [dB μ A]
1 k–20 k	94
20 k–2 M	$180-20 \cdot \log(f[\text{Hz}])$
2 M–30 M	54

2.8.16.7 Häiriönsietotestissä syöttöjännitelinjaan syötettävän jännitepiikin amplitudi on jännitelähteen antojännitteen suuruinen ja kestoltaan 10 μ s. Tämä piikki on havainnollistettu kuvassa 2.3.



Kuva 2.3 Häiriöjännitepiikki.

2.8.17 Satelliitissa olevien lähettimien osuutta vastaanottimelle aiheutuviin häiriöihin voidaan arvioida taulukon 2.13 avulla [4].

Taulukko 2.13 Satelliitin lähettimien ominaisuudet.

Taajuus [GHz]	Maksimi lähetys- teho [W]	Modulaatio	Suurin modulaa- tiotaajuus [kHz]
15	70	FM	1200
7,2	20	FM	1200
8,45	20	FM	1200

2.8.18 Satelliitin muiden kuin radioteleskoopin vastaanottimien perusominaisuudet ja niiden taajuuksilla sallitut suurimmat häiriötehot on annettu taulukossa 2.14.

2.8.19 Jännitemuuttajien käyttötaajuudet ovat alueella 2,5 kHz - 50 kHz.

2.8.20 Vastaanottimen toiminta ja yhteensopivuus muun satelliitin kanssa tarkastetaan erillisellä menetelmällä (IKI).

Taulukko 2.14 Satelliitin muiden vastaanottimien ominaisuudet.

Aallon- pituus- alue [cm]	Päästö- kaista [Hz]	Maksimihäiriö- teho kana- valla [dBW]	Maksimihäiriö- teho peilitaa- juudella [dBW]	1.LO:n taajuus [MHz]	Maksimi häiriö- säteily 1. LO:n taajuudella [W]
6	10^6	-190	-160	4500–4800	10^{-5}
39	10^6	-190	-160	710–800	10^{-5}

2.9 Kaapelijärjestelmä

2.9.1 Vastaanottimen valmistaja toimittaa täydellisinä ne kaapelit, jotka yhdistävät vastaanottimen eri osia mutta eivät kulje focal package'n tiivistysseinämän läpi. Kaapeleiden massa sisällytetään vastaanottimen kokonaismassaan.

Satelliitin valmistaja toimittaa satelliitin ja vastaanottimen väliset kaapelit sekä ne vastaanottimen eri osien väliset kaapelit, jotka kulkevat focal package'n tiivistysseinämän läpi.

Vastaanottimen valmistaja tekee kuitenkin sellaiset focal package'n seinämän läpi kulkevat kaapelit, joissa johtimia joudutaan juottamaan.

2.9.2 Virtalähteiden "miinus-" ja "plus"- johtimet sekä erityyppisiä virtoja sisältävät johtimet on syytä sijoittaa eri liittimien kautta kulkeviksi. Jos erilaisia virtoja sisältäviä johtimia tulee kuitenkin samaan liittimeen, ne tulee sijoittaa liittimessä mahdollisimman kauaksi toisistaan.

2.9.3 Virtalähteen, ohjauspiirien ja telemetrian mittauspiirien johtimet on sijoitettava omiin kaapeleihinsa.

2.10 Testilaitte

Vastaanottimelle rakennettavalla testilaitteella on tarkoitus eri tilanteissa pystyä toteamaan vastaanottimen kaikki toiminnot. Tällöin esimerkiksi vastaanottimen eri ohjauspiireille tulee voida antaa käskyjä ja saman aikaisesti on voitava todeta testilaitteessa olevilla mittauspiireillä vastaanottimen reagointi kyseiselle käskylle. Testilaitte sisältää myös virtalähteen vastaanottimelle, jolloin testilaitteen käyttö on riippumaton muista vastaanottoon mahdollisesti kytke-tyistä laitteista.

Kun vastaanotin on viimeisessä testausvaiheessa satelliittiin kytkettynä, niin sitä ohjataan jo "oikean" järjestelmän kautta. Tällöin testilaitte on yhdistettynä vastaanottoon ainoastaan testiliittimen kautta, joka sisältää tärkeimmät monitorointitulokset.

2.10.1 Testilaitteen tulee täyttää seuraavat vaatimukset:

- mahdollisuus tarkistaa vastaanottimen toiminta testauksen kaikissa vaiheissa
- tallettaa mittaustieto ajan funktiona
- asettaa vastaanotin alkutilaansa
- mahdollisuus suorittaa vastaanottimelle kiihdytetty testaus
- mahdollisuus kytkeä monikanava-analysaattori, oskilloskooppi ja kynäpiirturi
- vastaanottimen virrankulutuksen mittaus
- vastaanottimen käyttöjännitteen (27 ± 3 V) regulointi

Näiden kohtien lisäksi on olemassa myöhemmin tarkemmin määriteltyjä kohtia [5], joita testilaitteella on kyettävä mittaamaan:

- kohinalämpötila
- välitaajuusjännite ja analogiaulostulojännite
- AD-muuntimen ulostulo
- muut telemetriaparametrit
- kaikki ohjauskäskyt
- askelvaimennin
- kohinalähde
- vahvistuksen stabiilisuus

2.10.2 Testilaitteen käyttöjännite on $220 \text{ V} \pm 10 \%$, $50 \pm 1 \text{ Hz}$.

2.10.3 Kaapeleiden pituus testilaitteesta vastaanottimeen täytyy olla vähintään 15 m.

2.10.4 Testilaitteen verkkojohdon pituus täytyy olla vähintään 5 m.

2.10.5 Testilaitteen täytyy toteuttaa kohdan 2.5 sähköiset vaatimukset.

2.10.6 Testilaitteessa täytyy olla oikosulkusuojaus kaikille monitorointipiireille.

2.10.7 Täydellisen testilaitetoimituksen tulee sisältää (suluissa määrä):

- Testilaitte (1)

- Kaapelit (1 sarja)
- Teknilliset spesifikaatiot kytkentäkaavioineen (1)
- Käyttöohjeet (1)
- Log book (1)
- Pakkaus (1)
- Pakkausohjeet (1)
- Varasulakkeet, työkalut ja varusteet (1 sarja)

2.10.8 Testilaitte täytyy olla huollettavissa. Testilaitteessa ei saa olla kipinöiviä piirejä.

2.10.9 Virrallisten piirien ja testilaitteen kotelon välinen eristysvastus tulee olla kohdan 1.5.8 mukainen.

2.10.10 Testilaitteen tulee sisältää kaikki sen tarvitsemat virtalähteet.

2.11 Luotettavuus

2.11.1 Todennäköisyys laitekokompleksin (=kaikki vastaanottimet) vikaantumattomuudelle sen luonnollisissa käyttöolosuhteissa kahden vuoden (17520 h) aikana on oltava vähintään 0,95.

2.11.2 Vikatapaus tarkoittaa laitteen toiminnallista puutetta, joka estää ennalta suunnitellun tieteellisen tutkimuksen.

2.11.3 Vastaanottimen luotettavuuden määrää laitekompleksin suunnittelija yleisten vaatimusten pohjalta ja nämä on otettava huomioon vastaanottimen suunnittelussa.

2.11.4 Vastaanottimen *käyttöiän* tulee olla ohjelman mukaisesta määrätystä käyttöajasta 120 % laitteille, jotka ovat jatkuvasti käytössä ja 150 % laitteille, jotka ovat ajoittain käytössä, lisättynä ajalla, joka käytetään kaikissa maassa tehtävissä testeissä ja varastoinnin aikaisissa toiminnan tarkistuksissa. 22 GHz:n vastaanottimelle suunniteltu lentoaika on alustavasti 2, mutta todennäköisesti 3 vuotta ja käyttöaika 30 % tästä [4].

2.11.5 Vastaanottimen tulee säilyä toimintakuntoisena vähintään 5 vuotta.

2.11.6 Mikään vika vastaanottimessa ei saa häiritä satelliitin muiden osien toimintaa.

2.11.7 Vastaanottimen tulee säilyttää toimintakunto minkä tahansa siihen liitetyn laitteen rikkoutuessa. Poikkeuksena on tapaus, jossa laitevarmennusta ei ole.

2.11.8 Luotettavuuden saavuttamiseksi on tehtävä luotettavuusohjelma. Vastaanottimen kaikissa tuotantovaiheissa, virityksessä, testauksessa ja käytössä ilmenneistä vioista on tehtävä analyysi ja osoitettava tehtyjen parannusten tehokkuus.

2.11.9 Luotettavuusvaatimusten tarkastelussa huomioidaan:

- Kohdan 2.11.1 toteutuminen laskennallisesti
- Kohta 2.11.4. IKI:ssa tehtävään testaukseen mennessä elinikätesti on oltava tehty.

2.11.10 IKI:lle on toimitettava seuraavat vastaanotinta kosevat dokumentit:

- Luotettavuusohjelma
- Ohjelma kokeellisesta viimeistelystä
- Teoreettiset luotettavuuslaskelmat
- Yhteenvedoraportti valmiudesta testeihin satelliitissa

2.12 Kuljetus ja säilytys

2.12.1 Vastaanottimen ja testilaitteen tulee kestää kuljetus omissa kuljetuslaatikoissaan tai osana satelliittia tämän kuljetuslaatikossa.

Laitteiden täytyy kestää seuraavan tyyppiset kuljetukset:

- Kuljetuksen lentokoneella minkä matkan tahansa millä nopeudella tahanan tiivistämättömässä ruumassa tiivistetyssä laatikossa korkeudelle 10000 m asti
- Kuljetuksen rautateillä enintään 10000 km millä tahansa nopeudella
- Kuljetuksen pääteillä 500 km matkan nopeudella 40 km/h ja sivuteillä 30 km matkan nopeudella 10 km/h

2.12.2 Kuljetus tapahtuu seuraavissa ilmastollisissa olosuhteissa:

- Ilman lämpötila $-50 \dots +50 \text{ }^{\circ}\text{C}$
- Ilmanpaine 150 - 780 mm Hg
- Ilmanpaineenmuutos lentokoneessa enintään 4 mm Hg/s.

2.12.3 Eri tyyppisissä kuljetuksissa laitteet voivat joutua seuraavien kuormitusten alaisiksi:

- Kulkuneuvon suuntaan $n_{max} = \pm 3 \text{ g}$
- Missä tahansa poikittaissuunnassa $n_{tr.max} = 4 \text{ g}$

Testauksessa vastaavan suuruisten staattisten kuormitusten täytyy vaikuttaa kullekin akselille 5 min.

2.12.4 Laitteiden kuljetusasento on ilmoitettava pakkauksen päällä olevilla merkinnöillä. Jos pystysuuntaa ei ole ilmoitettu, laitteet saa kuljettaa missä asennossa tahansa.

2.12.5 Kuljetuskestävyyden testaus voidaan tehdä kuljetusta simuloivalla ravistimella tai ajamalla normaalisti kuormatulla ajoneuvolla pää- ja sivuteitä pitkin 500 km:n matka. Tällöin vastaanottimen ja testilaitteen on oltava kuljetuslaatikoissaan.

2.12.6 Vastaanottimen ja testilaitteen on toimittava normaalisti, kun niitä on säilytetty lämpötilassa $+5 \text{ }^{\circ}\text{C} \dots +35 \text{ }^{\circ}\text{C}$ (päivittäinen lämpötilan muutos on alle $10 \text{ }^{\circ}\text{C}$) ja ilman suhteellisessa kosteudessa 20 % (lämpötilassa $+20 \text{ }^{\circ}\text{C}$). Yhteenlaskettu säilytysaika lyhytaikaisissa $+35 \text{ }^{\circ}\text{C}$ lämpötiloissa ja 85 % suhteellisessa kosteudessa on enintään 3 kuukautta.

2.13 Asennustoleranssit

Vastaanottimen asennustarkkuus satelliitin valmistajan osalta satelliitin runkoon on $\pm 0,5^{\circ}$ suhteessa satelliitin pääakseleihin.

Jos laitteiden (vastaanottimen eri osien) keskinäisen asennustarkkuuden tulee olla suurempi, niin ne tulee asentaa erilliselle rakenteelle (esim. alustalle). Tällöin laitteissa tulee olla sopivat mahdollisuudet asennon tarkistukseen ja säätöön.

Vaadittava asennustarkkuus tulee ilmetä vastaanottimen mittapiirrustuksesta.

2.14 Kiinnitys satelliittiin

LNA:n kiinnitysrei'ille ei tarvitse tehdä tarkkuusmitoitusta (massa alle 5 kg). Vastaanottimen (massa välillä 5...15 kg) kotelon yksi kiinnitysreikä täytyy olla tarkasti mitoitettu.

Toleranssit tarkkuusreiälle :

- Reiän koko 4 - 6 mm: +0,018 mm / -0 mm
- Reiän koko 6 - 10 mm: +0,022 mm / -0 mm

Laitteiden asennuksen on oltava kiinteä ja iskunvaimentimien käyttö on sallittu ainoastaan erillisellä sopimuksella.

Vastaanottimen kiinnitystapa satelliittiin ilmenee liitteenä olevista mekaanisista piirustuksista. Kiinnitysalustana on tasomainen alumiinipinta, johon vastaanotinyksikkö pultataan suoraan kuudella ja LNA neljällä pultilla. LNA:n ja alustan väliin tulee alumiinifolio. Kiinnityspinnan epätasaisuuden on oltava pienempi kuin 50 μm .

2.15 Vastaanottimen ohjausjärjestelmä

Vastaanotinttimen eri toimintoja ohjataan kahdella erilaisella signaalijärjestelmällä: ns. pulssitetuilla relekomennoilla ja virtasilmukkakomennoilla [1],[5]. Signaaleiden tarkemmat määrittelyt on koottu useiden eri kokousten asiakirjojen perusteella. Sähköinen rajapinta (electrical interface) [6] vastaanottimen ja satelliitin välillä on liitteessä II.

2.15.1 Pulssitetut relekomennot

Satelliitin ohjausjärjestelmästä tulevat ohjauspulssit ovat negatiivisia jännitepulsseja $U_{b/s} = -27_{-2}^{+0}$ V suhteessa paluujohtimeen. Ohjauspulssin kesto aika on 0,2 - 0,25 s. Kullekin komentopiirille sallittu suurin kuormitusvirta on 120 mA. Jos vastaanottimen puolella kuormana on releen käämi tai optoeristin, on tämän sisällyttävä vastaanottoimeen.

Pulssitettuja relekomentoja voidaan antaa reaaliaikaisesti viestiyhteydellä tai satelliitin oman tietokoneen ohjelman mukaisesti. Viestiyhteydellä Maasta relekomentoja voidaan antaa enintään joka kuudes sekunti nopeassa moodissa ja enintään joka 73. sekunti hitaassa moodissa.

Vastaanottimessa tullaan relekomentoja käyttämään askelvaimentimien releiden ohjaukseen.

2.15.1.1 Askelvaimentimen ohjaus

Vastaanottimen molempien kanavien välitaajuusosissa sijaitsevia 5-asteisia askelvaimentimia (askeleet 1,2,4,8 ja 16 dB) ohjataan seuraavilla signaaleilla [5]:

- Kanavan 1 vaimennin päälle, yhteinen paluujohdin
- Kanavan 1 vaimennin pois, yhteinen paluujohdin
- Kanavan 2 vaimennin päälle, yhteinen paluujohdin
- Kanavan 2 vaimennin pois, yhteinen paluujohdin
- 1 dB:n vaimentimien ohjaussignaali
- 2 dB:n vaimentimien ohjaussignaali
- 4 dB:n vaimentimien ohjaussignaali
- 8 dB:n vaimentimien ohjaussignaali
- 16 dB:n vaimentimien ohjaussignaali

2.15.2 Virtasilmukkakomennot

Virtasilmukkakomennot ovat satelliitin ohjausjärjestelmän vastaanottimelle antamia -10 mA ($\pm 5\%$) signaaleja [5]. Näillä komennoilla ohjataan vastaanottimen kohinalähteitä, valitaan haluttu paikallisoskillaattori ja liipaistaan AD-muuntimia.

2.15.2.1 Kohinalähteiden ohjaus

Vastaanotin sisältää 2 kohinalähdettä, joissa molemmissa on 2 tehotasoa ja joita on ohjattava seuraavilla signaaleilla:

- Kanavan 1 kohinalähde suuri/pieni teho (virta on/ei)
- Kanavan 1 kohinalähde päällä/pois (virta on/ei)
- Kanavan 2 kohinalähde suuri/pieni teho (virta on/ei)
- Kanavan 2 kohinalähde päällä/pois (virta on/ei)
- Näiden signaaleiden yhteinen paluujohdin

Signaalit on vastaanottimen puolella erotettava vastaanottimen muusta elektronikasta optoeristimillä (4 kpl). Kohinalähteiden päälle- ja poiskytkentätaajuus on enintään 1 kHz. Ohjauspulssin nousu- tai laskuaika on enintään 50 μ s.

2.15.2.2 Paikallisoskillaattorin valinta

Vastaanotin sisältää 2 paikallisoskillaattoria, LO1:n ja LO2:n, joita molempia ohjataan joko päälle tai pois seuraavilla signaaleilla:

- Valinta LO2/LO1 (virta on/ei)
- Valittu LO päällä/pois (virta on/ei)
- Näiden signaaleiden yhteinen paluujohdin

Signaalit on vastaanottimen puolella erotettava vastaanottimen muusta elektronikasta optoeristimillä (2 kpl).

2.15.2.3 AD-muuntimen liipaisu

Vastaanottimessa on molemmille kanaville omat AD-muuntimet, joiden liipaisuun käytetään seuraavia signaaleja:

- Kanavan 1 AD-muuntimen liipaisu
- Kanavan 2 AD-muuntimen liipaisu
- Näiden signaaleiden yhteinen paluujohdin

Signaalit on vastaanottimen puolella erotettava vastaanottimen muusta elektronikasta optoeristimillä (2 kpl). AD-muuntimien liipaisupulssi on 1 - 4 ms mittainen ja pulssin jälkeen 50 ± 5 ms kuluttua on muunnoksen oltava valmiina. Tällöin muuntimen on annettava ”muunnos valmis” -signaali. Liipaisupulssin nousu- ja laskuaika on enintään 10 % pulssin kestosta.

2.16 Vastaanottimen kytkentä satelliitin tiedonkeräysjärjestelmään

Vastaanottimesta kerätään tietoja erilaisten analogisten ja digitaalisten signaalien välityksellä. Näitä signaaleja ovat mm. analogisen kokonaistehon mittauksen telemetria ja AD-muuntimien bittien digitaaliset ulostulot. Vastaanottimessa tulee käyttää tämän kohdan mukaisesti määriteltäjä antosignaaleja.

2.16.1 Analogiset telemetrian jänniteviestit

Analogiset telemetriasignaalit ovat alueella $U_{out} = 0 - 50$ mV (termoparit) ja alueella $U_{out} = 0 - 6,25$ V.

2.16.1.1 Kokonaistehoulostulot

Vastaanottimen molempien kanavien kokonaistehojen analogiaulostulot on oltava skaalattu välille 0 - 6,25 V. Ulostulon on oltava 4 V, kun sisäänmenossa on 295 K pääte ja askelvaimennin 14 dB [4].

2.16.1.2 LO:n lukon indikointi

LO:n säätöjännitettä indikoidaan välille 0 - 6,25 V skaalatulla jännitteellä.

2.16.2 Analogiset telemetrian resistanssiviestit

Analogiset anturit, joiden ulostuloviesti on resistanssin muutos $\Delta R = 30 \text{ Ohm}$ ja joille anturin virta $I_{det} \approx 2,7 \text{ mA}$ sekä aikavakio $\tau_{det} \approx 80 \mu\text{s}$.

2.16.2.1 Lämpöantureiden ulostulot

Vastaanottimen kohinalähteiden sekä välitaajuusvahvistimien ja elektroniikan lämpötilaa mitataan kahdella eri resistanssianturilla kanavaa kohden.

2.16.3 Digitaaliset avokollektoriannot

Digitaalisille avokollektoriannoille (NPN) on seuraavat vaatimukset: Annon ollessa suljettu (looginen "0") $U \leq 0,5 \text{ V}$, kun transistorin läpimenevä virta $I_{det} \leq 6,0 \text{ mA}$ ja annon ollessa avoin (looginen "1") sen resistanssin on oltava $R \geq 100 \text{ kOhm}$. Piiri, johon avokollektoriannot on satelliitin puolelta kytketty, antaa enintään 9 V jännitteen 2 MOhm kuormaan tai enintään 5,5 V jännitteen 660 Ohm kuormaan.

2.16.3.1 AD-muuntimien ulostulot

AD-muuntimista saadaan avokollektoriannotoina kummallekin kanavalle kokonaistehon 12 bittiä sekä "busy", joka on aktiivinen, kun muunnin on muunnosvaiheessa.

2.16.3.2 Kohinalähteiden tilan indikointi

Molempien kohinalähteiden ohjaussignaaleja monitoroidaan avokollektoriulostuloilla. Kummankin kohinalähteen jaannon välissä on tässä tapauksessa galvaanisena erottimena optoisolaattori. Avokollektoriannot on tällöin optoisolaattorin antopuoli, jonka antotransistorin emitteri on kytketty "0-TMS" -pisteeseen.

2.16.3.3 LO:n valinnan indikointi

Kummankin LO:n ON/OFF-tilan monitorointi tapahtuu avokollektoriantona. Kummankin LO:n ja annon välissä täytyy olla galvaanisena erottimena optoisolaattori. Avokollektorianto on tällöin optoisolaattorin antopuoli, jonka antotransistorin emitteri on kytketty "0-TMS" -pisteeseen.

2.16.4 Analogiset IF-ulostulot

Välitaajuussignaaleiden ($f=512$ MHz) ulostulojen sovitus on 50Ω ja taso 0,1 V rms, kun askelvaimennin on 14 dB ja LNA:n sisäänmeno päätetty 295 K kuormalla [4].

2.16.5 Vastaanottimen analogisten ja digitaalisten signaaleiden paluujohtimena on tiedonkeräysjärjestelmän yhteinen paluujohdin ("0 TMS"). Lämpötilanturit sen sijaan kytketään kukin kahdella johtimella. Tiedonkeräysjärjestelmän yhteinen paluujohdin ei saa olla galvaanisessa kosketuksessa vastaanottimen kuoreen, satelliitin virtalähdepiireihin, ohjauspiireihin eikä signaalipiireihin. Yksittäisissä tapauksissa on sallittua mitata jännitettä suhteessa vastaanottimen kuoreen, mutta mittauksen tarkkuutta ei tällöin voida taata johdun potentiaaliheroista vastaanottimen kuoren ja satelliitin tiedonkeräysjärjestelmän välillä.

2.17 Mittaustarkkuudet

2.17.1 Analogisille ulostuloille 6,25 V asti virhe saa olla enintään 1 % aikavälillä

$$\tau_o = R_o \cdot (C_s + C_c + 0,8 \cdot 10^{-9} \text{F}) \leq 5\mu\text{s} ,$$

missä R_o = ulostulon antoresistanssi

C_s = ulostulon kapasitanssi

C_c = kaapelin kapasitanssi

2.17.2 Ulostuloille alueella 0 - 50 mV (termoparit) virhe saa olla enintään 2,5 %, kun satelliitin tiedonkeräysjärjestelmän maadoituspisteen ja termoparin kuoren välinen potentiaaliero on enintään 1 V.

2.18 Dokumentointivaatimukset

2.18.1 Kunkin IKI:lle toimitettavan laitteen (insinöörimallin, lentomallin ja testilaitteen) mukana täytyy olla seuraavat dokumentit:

- Teknillinen selostus laitteesta
- Sähköinen piirikaavio ulkopuolisten liitäntöjen osalta (esim. AD-muuntimesta antotransistorit)
- Ohjeet sisääntulotarkastusta, yksinään tapahtuvaa testausta ja laitekompleksina tapahtuvaa testausta varten
- Selvitys vastaanottimen telemetrian ulostulojen käyttäytymisestä ajan funktiona käyrästöineen sekä telemetrian dekodeeraamiseksi tarvittavat ohjeet
- Laitteen mittapiirustukset
- Log book
- Vientiluvat radioaktiivisille aineille
- Radioaktiivisten aineiden turvallisuusohjeet
- Ohjeet laitteiden pakkaamista, purkamista, säilytystä, kuljetusta, satelliittiin asennusta ja siitä irrottamista varten
- Raportti testausohjelmasta ja laskennallisesta luotettavuusohjelmasta
- Yhteenvedoraportti maassa tehdyille testeille toimitetaan lentomallin yhteydessä

2.18.2 Vaatimukset mittapiirustuksista

Mittapiirustusten hyväksymisestä on sovittava yhteistyökumppaneiden kesken. Niistä on käytävä ilmi seuraavaa:

- Kaikki mitat, asennusmitat, toleranssit ja kaapeleiden pituudet
- Kaikki liittimet tarpeellisilla tiedoilla varustettuina (tärkeät mitat, pistokkeiden asennot, lukituksien asennot, yhtäläiset merkinnät kytkentäkaavion kanssa jne.)
- Laitteen asento koordinaatistoinen
- Laitteen asennusasento ja asennustoleranssit
- Laitteen asennuskohta
- Massakeskipisteen sijainti
- Vastaanottimen massa ilman irroitettavia suojia
- Inertiamomentit

- Tehonkulutus
- Vastaanottimen käyttölämpötila
- Pinnoitteen optiset ominaisuudet
- Metalliontimenetelmät
- Lämpöeristeet
- Asennuksen erityisvaatimukset
- Lämpöantureiden asennuskohdat
- Lämmön emissio ja lämmönjohtumiskohdat
- Irroitettavien osien (suojat, tulpat) sijainnit, maalaukset, kiinnitysosat ja massat
- Vastaanottimen osien pinnat, joille ei saa laittaa lämpöeristystä ja jotka ovat satelliitin tiivistetyn osan ulkopuolella
- Lämpöresistanssi vastaanottimen kiinnityspisteiden ja satelliitin rungon välillä (missä tarpeellista)

2.19 Mallien vaatimukset

Vastaanotinvalmistajan on toimitettava IKI:lle vastaanottimen mekaaninen malli, lämpömalli, insinöörimalli sekä kaksi varsinaista lentomallia. Tässä tapauksessa insinöörimalli on tehtävä samanlaiseksi lentomallin kanssa, sillä sitä käytetään varalentomallina. Mekaanisen mallin tulee vastata lentomallia seuraavilta osin:

- Massa
- Painopiste
- Mekaaniset mitat
- Kiinnikkeet
- Liittimet
- Pinnoitteet
- Kestävyys mekaanisille rasituksille varmuuskuskertoimella 1,3
- Säädettyjen osien suunnittelu.

Lämpömallin tulee vastata lentomallia seuraavilta kohdista:

- Mekaaniset mitat
- Kotelon materiaali
- Pinnoitteet
- Lämmön emissio
- Lämpökapasiteetti
- Liittimet
- Kiinnikkeet.

Insinöörimallin tulee olla täysin lentomallia vastaava.

2.20 Toimitusten sisältö

Vastaanottimen mallien toimitusten tulee sisältää seuraavaa:

- Mekaanisen mallin toimituksen tulee sisältää log book
- Lämpömallin toimituksen tulee sisältää log book sekä ohjeet sisääntulotarkastuksesta ja kytkentäkaavio
- Insinöörimallin toimituksen tulee sisältää testilaite ja dokumentit luvun 2.18 mukaisesti
- Ensimmäisen lentomallin toimituksen tulee sisältää testilaite ja dokumentit luvun 2.18 mukaisesti
- Toisen lentomallin toimituksen tulee sisältää dokumentit luvun 2.18 mukaisesti.

3 MEKAANINEN TARKASTELU

Satelliitin mekaaninen suunnittelu on optimointia lujuuden ja keveyden suhteen. Hyötykuorma tulisi saada mahdollisimman keveäksi ja toisaalta riittävän lujaksi kestäämään kaikki mekaaniset rasitukset. Mekaaniseen suunnitteluun liittyvät läheisesti lämpösuunnittelu, elektroniikkasuunnittelu sekä säteilysuojaus, ja näiden suunnittelu onkin tehtävä keskenään yhteistyössä, sillä kaikkia näitä ratkaisuja toteutetaan mekaanisilla rakenteilla.

3.1 Tarkastelun perusteita

Sekä satelliitti- että laiteasolla mekaanisessa suunnittelussa joudutaan asettamaan vaatimukset rakenteen jäykkyydelle (resonoimattomuus), dynaamisten ja staattisten rasitusten kestävyydelle, massalle ja inertiamomenteille. Radioastron-vastaanottimen mekaaninen suunnittelu pohjautuu luvussa 2 annettuihin mekaanisiin olosuhteisiin.

Kaikkein suurin mekaaninen rasitus koetaan laukaisuvaiheessa, jolloin rakettimoottorin aiheuttama staattinen ja dynaaminen kiihtyvyys saa rakenteissa aikaan suuria rasituksia. Lisäksi rakettimoottorista välittyvä akustinen paine, joka voi vaurioittaa herkkiä osia.

Staattisella rasituksella tarkoitetaan sitä voimaa, joka syntyy kantoraketin kiihdytyksestä. Radioastronin tapauksessa laitteiden tulee kestää 4 g pitkittäinen ja 1,5 g muun suuntainen kiihtyvyys (luku 2.1). Näihin lukuihin sisältyy jo vaadittava turvamarginaali. Koska vastaanottimen dimensiot ovat pieniä ja käytettävät rakenneosat kiinteitä yksiköjä, eivät nämä rakenteet pääse notkumaan 4 g:n staattisen kiihtyvyyden vaikutuksesta. Sen sijaan suuremmille rakenteille, kuten koko satelliitille, staattiset voimat aiheuttavat enemmän keveys-lujuus -optimointitarpeita.

Dynaamisilla rasituksilla ymmärretään niitä mekaanisia transientteja ja satunnaisia värähtelyjä, joita kantoraketin värinä aiheuttaa. Värinä johtuu satelliitin rakenteita pitkin sen kaikkiin osiin. Testauksen ja analysoinnin yksinkertaistamiseksi dynaamiset rasitukset jaetaan sinimuotoisiin, satunnaisiin ja iskutyypisiin.

Rakenteiden täytyy kestää näistä sekä maassa tehtävistä testauksista aiheutuvat ja radalla tehtävistä asennon muutoksista aiheutuvat rasitukset.

Dynaamisen kytkennän pienentämiseksi aluksen rakenteet suunnitellaan siten, että sen resonanssitaajuuksudet ovat yli jonkun tietyn arvon - Radioastronilla 40 Hz. Alhaisilla resonanssitaajuuksilla vaurioitumisvaara olisi suuri, sillä kantoraketin värähtely on pienillä alle 50 Hz taajuuksilla myös suuri. Resonanssitaajuuksudella värähtelyn amplitudi pääsee kasvamaan erityisen suureksi ja rakenteet

olisivat vaarassa rikkoitua ellei käytettäisi vahvikerakenteita. Tämä taas ei olisi edullista painon vuoksi. Vaatimus minimiresonanssitaajuudesta yksinkertaistaa suunnittelua ja keventää rakenteita.

Riippuen käytetystä laukaisumenetelmästä vaaditaan rakenteille erisuuruisia turvakertoimia, sillä rasiutusten arvioinnissa on aina joitakin epävarmuustekijöitä (kuva 7.3). Radioastronin tapauksessa testauksessa vaadittavia varmuuskertoimia ei ole erikseen annettu, vaan ne sisältyvät testauksesta annettuihin vaatimuksiin.

Mekaanisessa suunnittelussa on otettava huomioon kaikkien alisysteemien toiminnalliset vaatimukset lennon eri vaiheissa. Kaikkien laitteiden ja rajapintojen on oltava satelliittiin mekaanisesti sopivia ja määriteltyjä, jotta asennus onnistuu. Yleisessä tapauksessa painovoiman ja ilmakehän puuttuminen antavat mahdollisuudet valita halutut mekaaniset muodot vapaammin. Joissakin ratkaisuissa joudutaan turvautumaan erikoisiin ja kalliisiin materiaaleihin, kun vaaditaan tavanomaisiin materiaaleihin nähden poikkeuksellisia ominaisuuksia; esim. keveys ja hyvä lämmönjohtavuus samalla materiaalilla tai osalla vaatii erikoisratkaisun kuten lämpöputken. Mekaanisten rakenteiden täytyy säilyttää muodot, asennuskulmat ja kestävyys myös eri lämpötiloissa, jolloin tässäkin suhteessa on kiinnitettävä huomiota materiaalivalintoihin.

Satelliitin eri laitteiden mekaaninen asennettavuus tulee olla sellainen, että huoltotoimenpiteet ja modulien vaihto käy helposti. Jotkut laitteet vaativat erityisen näkökentän ympärilleen tai sähköisen eristyksen muusta satelliitista, mikä asettaa erityisvaatimuksia mekaniikalle (puomit ym.). Satelliitin asennonsäätöjärjestelmä aiheuttaa vaatimuksia massojen ja inertiamomenttien suunnittelulle ja etukäteen kiinnittämiseksi. Mekaanisten rakenteiden tulee olla sähköä johtavia, jotta ne voivat toimia maatasona kaikille satelliitin laitteille. Koska kaikki satelliitin laitteiden kehittämä lämpö täytyy säteilyttää satelliitista pois satelliitin ulkopinnalla olevien radiaattoreiden kautta, rakenteissa täytyy käyttää erilaisia lämpöteitä lämpövirtojen ohjailuun [7].

Radioastronin kaikki tieteelliset vastaanottimet sijoitetaan paraboloidiheijastimen polttopisteessä sijaitsevaan paineistettuun kammioon, focal containeriin. Tarkempi esitys sijoittelusta on kuvassa 2.1. Vastaanottimien LNA:t tulevat sen ulkopuolelle siten, että kytkentä lyhyillä RF-johdoilla on mahdollinen. Satelliitin valmistaja on huomionnut mekaanisten olosuhteiden kuvauksissa (luku 2.1) laitteen sijainnin satelliitissa siinä mielessä, että kantoraketissa lähelle rakettimoottoria tulevat laitteet joutuvat yleensä kovemman mekaanisen ja akustisen rasituksen alaisiksi.

Vastaanottimen kiinnitystapa satelliittiin on määritelty Radioastron-neuvotteluissa ja ilmenee liitteenä olevista mekaanisista piirustuksista. Kiinnitysalustana on tasomainen alumiinipinta, johon vastaanotinyksikkö pultataan suoraan kuu-della ja LNA neljällä pultilla. LNA:n ja alustan väliin tulee alumiinifolio. Mekaanisen kestävyuden kannalta tässä kriittinen kohta kiinnityksessä on vastaanotinyksikön kiinnitysjalkojen kestävyys. LNA ei kaipaa kotelonsa osalta

enempää tarkastelua, sillä sen voidaan arvioida tukevarakenteisena ja pienenä yksikkönä kestävä. Testaus viimeistään paljastaa, jos arviointi on ollut väärä. Koteloa suurempana huolena LNA:ssa on sisäiset rakenteen yksityiskohdat kuten HEMT:ien bondauslangat ja aaltoputkipäätteet.

3.2 Analysointimenetelmät

Satelliitin suunnittelussa tehdään mekaanisille rakenteille analysointi, jotta nähdään rakenteiden kestävyys ja käyttäytyminen ennen kaikkea laukaisuvaiheessa. Normaalisti käytetään mekaaniseen suunnitteluun tietokoneohjelmia (esim. NASTRAN tai ALGOR), joissa mekaaninen malli tehdään jakamalla rakenne äärelliseen määrään elementtejä (FEM) ja määrittelemällä näiden sijainti, massajakautuma, materiaalin ominaisuudet, geometria ja reunaehdot. Sitten ohjelmalla voidaan simuloida rakenteen dynaamista ja staattista käyttäytymistä.

Yksinkertaisia mekaanisia värähtelyominaisuuksien tarkasteluja peruselementeille voidaan tehdä esim. viitteen [8, s. 229-231] mukaan. Analyysin perusteella rakenteiden parametreja iteroidaan siten, että lopulta lujuus saadaan tietyn varmuuskertoimen verran suuremmaksi kuin oletettu rasitusympäristö, ja näin keveys on optimoitu.

Satelliittiin tuleville erillisille pienille instrumenteille, kuten tämän työn vastaanottimelle, ei ole tarpeellista tehdä täysimittaista tietokonepohjaista analyysiä, sillä rakenteen yksinkertaisuuden vuoksi riittää, kun tarkastellaan vain kriittisimmiksi arvioituja rakenteen kohtia. Vastaanottimen massan on myöskin sallittu olevan melko suuren (6,5 kg), jolloin mekaaniset ratkaisut voidaan tehdä ”varman päälle”, eikä joka kohtaan ulotettavaa keveys-lujuus optimointia tarvita. Siksi mekaanisessa tarkastelussa rajoitutaan tarkastelemaan mekaanisesti kriittisiksi arvioituja rakenteen yksityiskohtia. Näitä ovat mm. kotelon resonanssit ja kiinnitysalkojen kestävyys.

3.3 Kotelon seinämien resonanssit

Kotelon seinämät ovat suurimpia ja painavimpia rakenteita ja siten oletettavia matalataajuuksien resonanssin aiheuttajia. ALGORilla olisi ollut mahdollista suorittaa myös resonanssianalyysi, mutta johtuen oletuksesta, että resonanssit esiintyvät kuitenkin huomattavasti yli 40 Hz:n minimiresonanssitaajuuden yläpuolella, tehtiin yksinkertaisempi tarkastelu.

Agrawalin [8, s. 231] mukaan suorakulmaiselle ja reunoistaan tuetun levyn alimmalle resonanssitaajuudelle pätee

$$\frac{2\pi f_n}{\sqrt{\frac{Ed^3}{12(1-\nu^2)\gamma a^4}}} = C, \quad (3.1)$$

missä f_n = resonanssitaajuus, Hz

E = kimmomoduli, N/m²

d = levyn paksuus, m

ν = Poissonin luku

γ = massa pinta-alayksikköä kohti, kg/m²

a = leveämmän sivun pituus, m

C = sivusuhteesta ja tuennasta riippuva vakio.

Reunoistaan *ei-jäykästi* tuetulle levyllä saadaan C :lle arvot interpoloimalla viitteen [8] taulukon 4.9 pisteistöissä

$$C = 9,87 \cdot e^{-1,999 \cdot \ln(a/b)} + 9,87, \quad (3.2)$$

missä b on kapeamman sivun pituus. Vastaavasti *jäykästi* tuetulle levyllä saadaan C :n interpolointiyhtälö

$$C = 13,61 \cdot e^{-2,629 \cdot \ln(a/b)} + 22,37. \quad (3.3)$$

Poissonin lukua ja kimmomodulia sitoo yhtälö

$$E = 2G(1 + \nu), \quad (3.4)$$

missä G = liukukerroin, N/m².

Vastaanotinyksikön kotelon todellisen resonanssitaajuuden voidaan olettaa olevan yhtälön 3.1 antamaa taajuutta korkeamman, koska yksinkertaistetussa mallissa ei ole huomioitu sivukappaleen vahvikerakenteita. Toisaalta resonanssitaajuus riippuu tuennasta. Jos tuenta on jäykkä, antaa yhtälö 3.1 noin 2 kertaa suuremman resonanssitaajuuden verrattuna ei-jäykästi tuettuun tapaukseen. Taulukkoon 3.1 on laskettu kotelon eri tahkojen resonanssitaajuudet näissä kahdessa tapauksessa. Kotelomateriaalina on analyysissä käytetty seosta AlMgSi1, jolla on seuraavat ominaisuudet:

- $E = 70000$ N/mm², kimmokerroin
- $\nu = 0,33$, Poissonin luku
- $\rho = 2700$ kg/m³, tiheys.

Lopullinen materiaali tulee olemaan hieman tästä poikkeava alumiiniseos, jonka ominaisuuksista ei ollut vielä saatavilla tarkkaa tietoa. Tästä johtuva ero analyysin tuloksiin tulee olemaan kuitenkin pieni.

Kansiosan resonanssitaajuudessa ei ole huomioitu liittimien massaa. Hyvällä varmuudella voidaan olettaa kaikkien resonanssitaajuuksien olevan yli 40 Hz.

Taulukko 3.1 Laskettuja kotelon resonanssitaajuuksia.

	Mitat [mm*mm]	d [mm]	Jäykkä C	Jäykkä f_n [Hz]	Ei-jäykkä C	Ei-jäykkä f_n [Hz]
Sivu	150*340	2,5	23,95	660	11,79	325
Pääty	60*150	4,0	23,59	6,50 k	11,45	3,15 k
Kansi	60*340	4,0	22,51	6,20 k	10,18	2,80 k

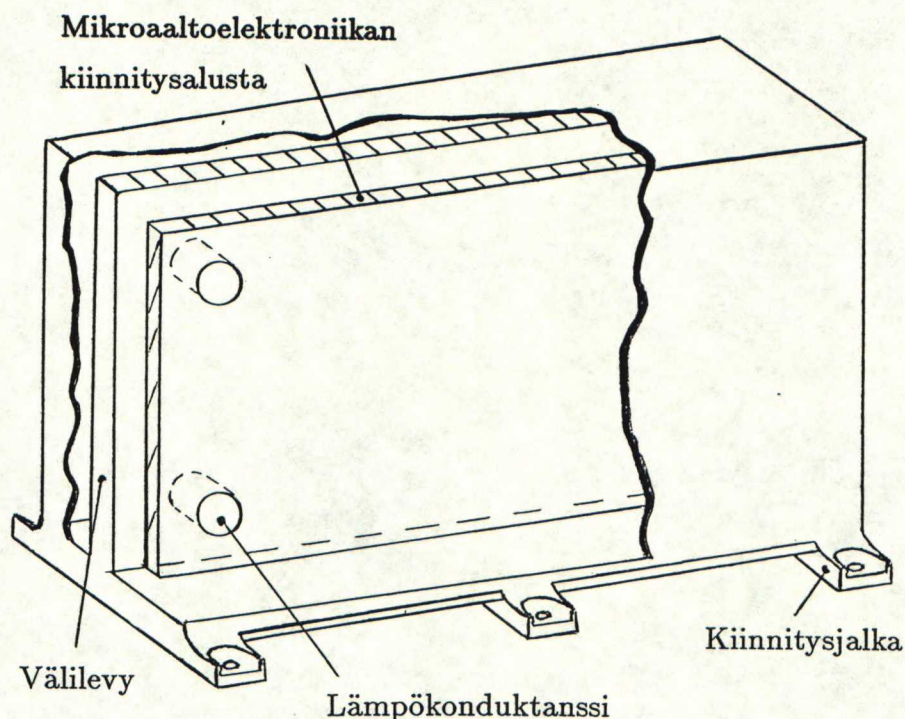
Rakennusvaiheessa voidaan resonanssien olemassaoloa tutkia yksinkertaisesti täräyttämällä laatikkoa ja kuuntelemalla syntyvää ääntä.

3.4 Vastaanotinyksikön lujuustarkastelu

Vastaanottimen mekaanisen toteutuksen on pääasiassa suunnitellut ins.tsto Ylinen Oy. Perustana toteutukselle on yhdestä metallikappaleesta työstetty kotelo, johon kotelon sivut pultataan tihein välein kiinni. Lisäksi useisiin kohtiin on jyrstetty erilaisia jäykentäviä urituksia ja ristikoita. Kiinnitysjalat ovat samaa kappaletta rungon kanssa. Laatikon sisään pystyevään on kiinnitty termostaatilla ohjattu mikroaaltoelektroniikan kiinnitysalusta. Rakennetta on havainnollistettu kuvassa 3.1. Rakenteelle tehtiin analysointi yleiskäyttöisellä ALGOR-nimisellä FEM-analyysiohjelmalla.

Vastaanottimen mekaanisessa tarkastelussa tulisi löytää kaikkein kriittisimmät rakenteen kohdat ja analysoida näitä. Koko laitteen analysointi yksityiskohtia myöten mallitettuna ei ole kannattavaa. Kriittisimmiksi rakenteiden kohdiksi voidaan arvioida kiinnitysjalat, kotelon seinämät ja kotelon sisäiset rakenteet, joista rasituksille alttiimmat ovat mikroaaltokomponenttien kiinnitysalusta ja piirikortit. Laaditussa tietokonemallissa on tämän oletuksen pohjalta tarkennettu kiinnitysjalkojen mallia. Laatikon sisällä oleva mekaniikka on mallitettu myös käyttäen yksinkertaistuksia: mikroaaltoalustalle tulevien massojen tukivaikutusta ei ole huomioitu - vain massat keskitettyinä. Koska kaikki elektroniikkapuolen piirilevyt eivät ole valmistuneet, ei niiden tarkempia masajakautumia tiedetä ja siksi ne eivät ole olleet tässä tarkastelussa mukana.

Suurin odotettavissa oleva kiihtyvyys on taulukon 2.1 mukaisesti 40 g:n dynaaminen isku, ja ALGOR:lla tehdyssä tietokoneanalyysissä vastaanotinyksikön analyysissä tarkasteltiin vastaavan suuruisen staattisen kuormituksen vaikutuksia rakenteille. Ohjelma antaa graafisen tuloksen mekaanisista jännityksistä, joista von Mises -jännitys kuvaa tätä tilannetta parhaiten [9]. Analyysiajot suoritettiin kolmeen ortogonaaliseen suuntaan. Pääakseleiden negatiivista ja positiivista suuntaa ei erikseen tarvinnut ottaa huomioon, sillä vastaanotinyksikön laatikko on melko tarkasti symmetrinen.



Kuva 3.1 Vastaanottimen mekaanisen rakenteen pääkohdat. Mallitus ALGOR-ohjelmalla on likipitään kuvan mukainen. Mikroaaltoalustan yksiköiden massat on oletettu keskitetyiksi ja niiden tukivaikutusta ei ole huomioitu.

Mikroaaltoalustan kiinnitysjaloille, jotka ovat terästä, on käytetty seuraavia materiaalin ominaisuuksia:

- $E = 200000 \text{ N/mm}^2$
- $\nu = 0,25 \text{ N/mm}^2$
- $\rho = 7900 \text{ kg/m}^3$.

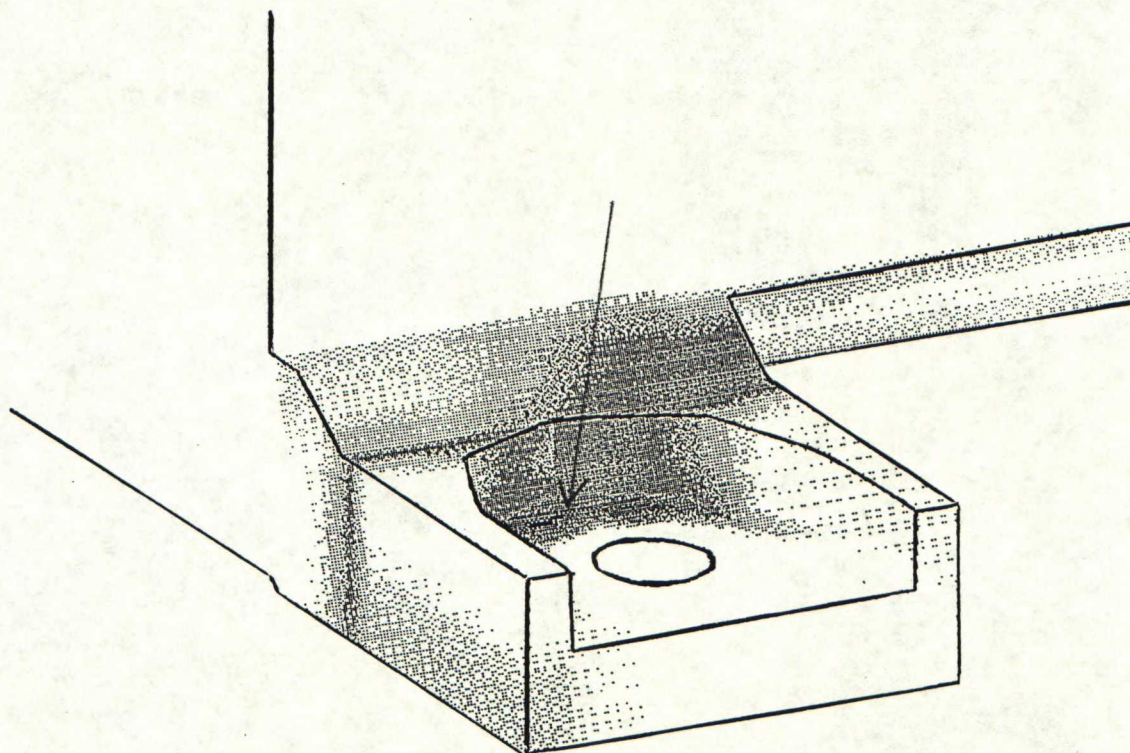
Analyysin antamia graafisia tulostuksia on kuvissa 3.2 - 3.4 , joihin maksimijännitykset on merkitty tummimmalla. Analyysin perusteella staattinen 40 g:n rasitus aiheuttaa kotelomateriaalille suurimmillaan seuraavat von Mises-jännitykset:

X-suunta: $10,5 \text{ N/mm}^2$, kiinnitysalka

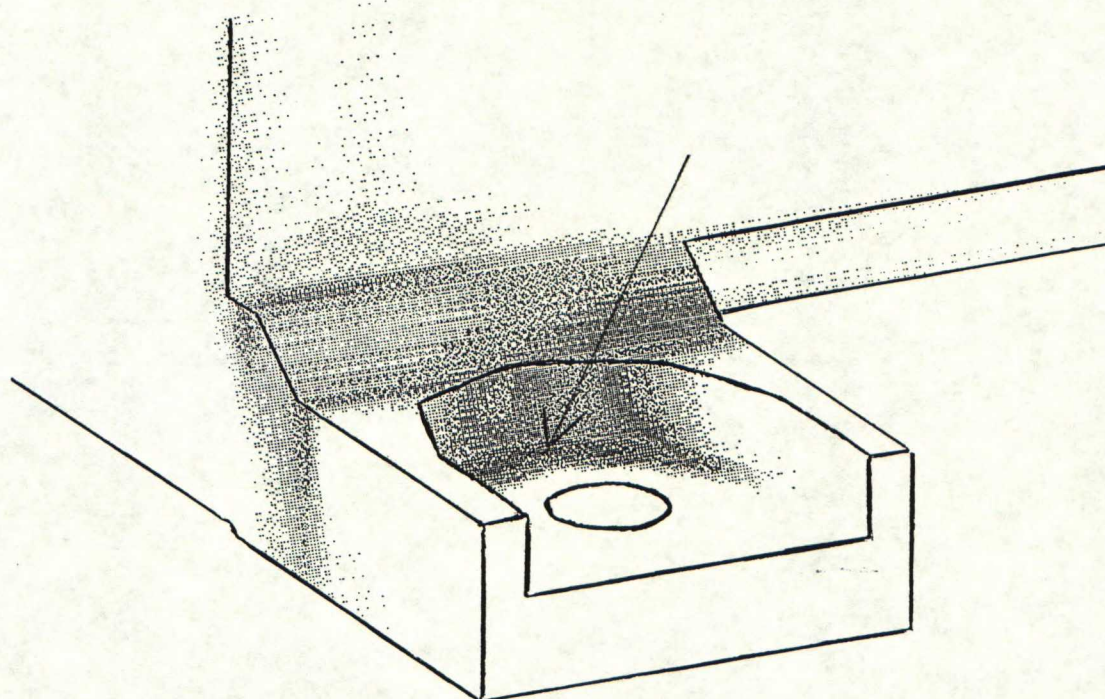
Y-suunta: $10,4 \text{ N/mm}^2$, kiinnitysalka

Z-suunta: $16,3 \text{ N/mm}^2$, välilevyn alareuna

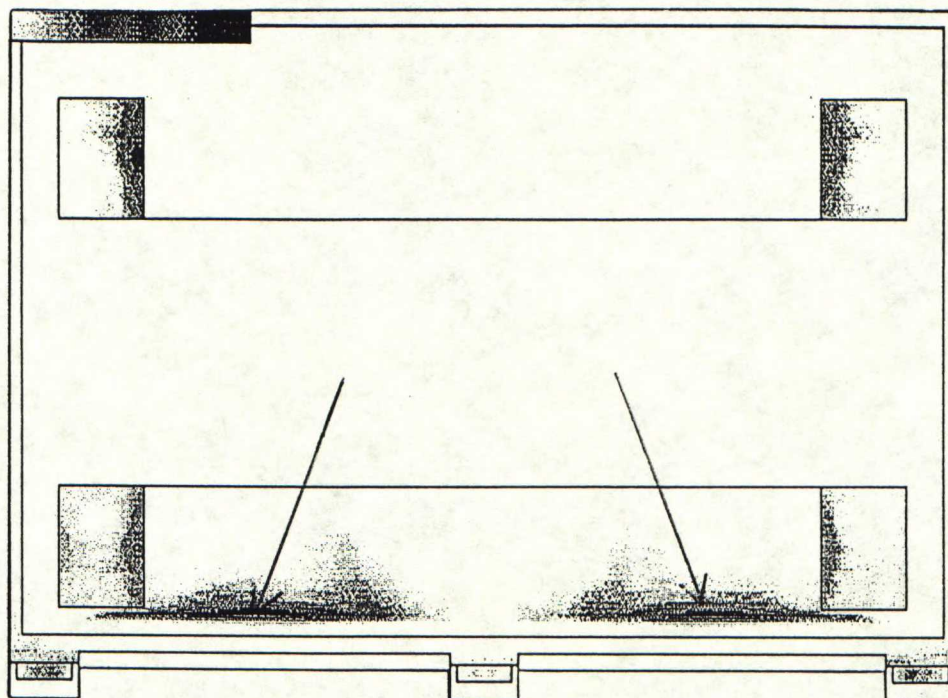
Seoksen 0,2-raja on 260 N/mm^2 , joten marginaalia on runsaasti.



Kuva 3.2 Suurin X-suuntaisen rasituksen aiheuttama von Mises -jännitys on kiinnitysjalassa ($10,5 \text{ N/mm}^2$).



Kuva 3.3 Suurin Y-suuntaisen rasituksen aiheuttama von Mises -jännitys on kiinnitysjalassa ($10,4 \text{ N/mm}^2$).



Kuva 3.4 Suurin Z-suuntaisen rasituksen aiheuttama von Mises -jännitys on välilevyn alaosassa ($16,3 \text{ N/mm}^2$).

3.5 Muuta huomioitavaa

Muuta huomionarvoista mekaanisessa tarkastelussa ovat elektroniikan piirikorttien ja kaapeleiden resonanssit. Näiden analysointi laskennallisesti on vaikeaa, sillä malli tulee monimutkaiseksi ja toisaalta elektroniikan piirilevyt eivät ole vielä lopullisessa ulkoasussaan.

Mikäli resonanssit tuottavat piirilevyille ongelmia, voidaan asiaa auttaa esimerkiksi lisäämällä tukipisteitä. Vastaavasti kaapeleita voidaan kiinnittää kotelon kiinteisiin rakenteisiin, mikäli ne alkavat resonoida. Yksiköiden ulkopuolisten kaapeleiden resonanssit ovat IKI:n huolena, sillä se asentaa vastaanotinyksikön ja LNA:n väliset kaapelit

Elektroniikan komponenttien valinta on myös mekaaninen ratkaisu. Komponenttien paino, koko, jäykkyys ja asennustapa vaikuttavat siihen, voidaanko se kelpuuttaa avaruuteen. Toisaalta kuitenkin avaruuskelpoinen komponentti on määritelty siten, että se täyttää jonkun MIL-standardin, mikä onkin käytännön komponenttivalinnoissa käytetty kriteeri. ESA:lla on myös omia standardeja, mutta komponenttivalmistajat esittelevät yleensä vain MIL-standardien mukaisia luokituksia.

Mekaanisen kestävyuden kannalta ongelmaksi muodostuvat komponentit, joille ei ole olemassa standardin mukaisia luokituksia. Tällöin komponentin me-

kaanista ja sähköistä luotettavuutta ei tarkoin tunneta. Tällaisia komponentteja tai osia vastaanottimessa ovat useimmat mikroaaltokomponentit (HEMT:it, kohinadiodit, Scottkydiodit), askelvaimentimet, DRO-oskillaattorit ja aaltoputkipäätteet. Näiden osalta mekaanisen ratkaisun oikeellisuus selviää vasta testauksessa.

Mekaanisen tarkastelun alla on käsitelty vain rajoitettua osaa vastaanottimen mekaanisista ratkaisuista ja osa on jätetty käsittelyn ulkopuolelle. Tarkasteltavina olivat kriittisimmiksi oletetut rakenteet. Tarkastelluilta osilta avaruuskelpoisuus on onnistuttu saavuttamaan. Mikäli rajausta on myös onnistunut, voidaan koko vastaanotin katsoa kelpoiseksi. Testaus näyttää kuitenkin vasta todellisen onnistumisen.

4 LÄMPÖTARKASTELU

Lämpösuunnittelu kuuluu yleisesti avaruuslaitteen suunnitteluun. Maanpäällisissä sovellutuksissa ilman konvektio toimii voimakkaasti lämpötilaeroja tasaavana tekijänä, mutta avaruussovellutuksissa yleensä johtuminen ja säteily ovat pääasiallisimmat lämmönsiirtomuodot. Jos avaruuslaitteelle ei suoriteta lämpöanalyysiä, niin lämpökäyttäytyminen voi muodostua hallitsemattomaksi. Varsinkin lämpötilaerot voivat tulla helposti suuriksi, sillä säteily dominoi lämmönsiirtoa vasta suurilla lämpötilaeroilla tai suurissa lämpötiloissa. Radioastronin vastaanotinyksikölle oli myös tarpeen tehdä lämmönsäätöjärjestelmän tarkastelu, sillä osa elektroniikasta pitää lämpötilastabiloida. LNA:n osalta pitäydettiin kotelon lämpögradientin ja HEMT:ien lämpötilan tarkastelussa.

4.1 Lämpösuunnittelun perusteita

Lämpötila vaikuttaa voimakkaasti elektroniikan komponenttien luotettavuuteen ja toimintapisteisiin, mikä on tärkein syy lämpösuunnitteluun. Lämpösuunnittelu huomioi yleisesti koko aluksen lämpötasapainon suunnittelun ja toteutuksen siten, että alukseen tulevat instrumentit voivat toimia. Alusta lämmittää auringon säteily (Maan etäisyydellä keskimäärin 1353 W/m^2 [8]) ja instrumenttien hukkalämpö ja mahdollisesti järjestetty lämmitys. Lämpöä poistuu aluksen omana säteilynä [10].

Lämpötasapainoa testataan laitteen lämpömallilla, jossa elektroniikan lämpövaikutus saadaan aikaan sähkövastuksilla. Näin lämpösuunnittelu voidaan suorittaa mahdollisimman aikaisessa vaiheessa. Lämpösuunnittelun tavoitteena on satelliitti, jonka lämpötila olisi edullinen siihen tuleville laitteille [10]. Radioastronissa paineistetun kammion, focal container'in, lämpötila, johon vastaanotinyksikkö sijoitetaan, on määritelty välille $+5...+35 \text{ }^\circ\text{C}$. LNA sijoitetaan avaruuden tyhjiöön $80 \text{ }^\circ\text{K}$ alustaan. Suunnittelijan huoleksi tässä jää yksittäisten instrumenttien lämpösuunnittelu.

Avaruuden tyhjiössä ei konvektiota ole lainkaan eli lämmön siirtyminen tapahtuu ainoastaan johtumalla ja säteilemällä. Tästä seuraa, että laitteiden ja piirikorttien lämpösuunnittelu ei onnistu samoilla menetelmillä kuin maasovelluksissa. On myös muistettava, että mikrogravitaatiossa paineistetussakaan tilassa ei ole luonnollista konvektiota, jonka maan päällä aiheuttaa painovoima. Komponenttien lämpeneminen voidaan laskea kaavasta (4.7), jossa $KA/\Delta x$ on terminen konduktanssi lämpölähteestä referenssilämpötilaan ja Q komponentin häviöteho. Näin periaatteessa voidaan arvioida, mitkä komponentit vaativat tarkempaa lämpösuunnittelua. Komponenttien synnyttämät lämpötehot voidaan laskea, mutta vaikeutena on termisen konduktanssin määrittäminen riittävän tarkasti. Yleensä selvittää kuitenkin likimääräisillä menetelmillä. Jos

syntyvät lämpötehot ovat pieniä (muutamia kymmeniä milliwatteja), ei mitään ongelmia lämpenemisessä komponentin oman tehonkulutuksen takia pitäisi syntyä [10]. Viitteessä [10, s. 19] on esimerkkinä termisiä resistansseja erilaisille DIL-koteloille.

Koska auringon lämpösäteily on satelliitin tärkeä lämmönlähde, niin varjoon joutuessa satelliitti jäähtyy. Tätä tapahtuu säännöllisesti esim. useimmilla maata kiertävillä satelliiteilla kerran kierroksen aikana ja lämpötilan vaihtelut rasittavat komponentteja mekaanisesti. Tästä seuraa vikataajuuden kasvu, jota kuitenkin on kvantitatiivisesti vaikea arvioida. Lämpötilan vaihtelun vaikutuksia testataan yleensä ympäristötestissä [10]. Radioastronin testauksessa esiintyy myös ympäristön lämpötilan vaihteluita.

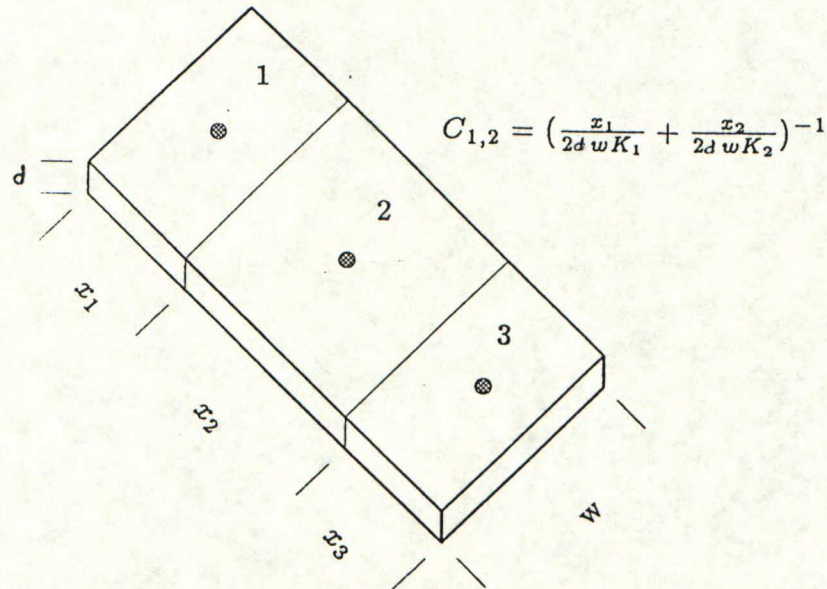
Ennen kalliiden avaruuskelpoisuustestien tai ylipäättänsä ennen koko avaruuslaitteen rakentamista on hyödyllistä analysoida edes karkeiden laskennallisten menetelmien avulla, kuinka laitteen lämpökäyttäytymisen laita on avaruusolosuhteissa. Tämä säästää periaatteessa turhaa prototyyppien valmistus- ja testaustyötä - joskin tehokkaan analyysin tekeminen on myöskin aikaavievää ja kallista.

Jotta fysikaalisen laitteen lämpökäyttäytymistä voitaisiin analysoida, on siitä laadittava malli, jossa laite kuvataan lämpöopilliselta kannalta. Tällöin valitaan riittävä määrä solmupisteitä (vrt. sähköanalogia) kuvan 4.1 tapaan siten, että kunkin solmupisteen jokaisen kohdan voidaan katsoa riittävällä tarkkuudella olevan aina samassa lämpötilassa. Näitä solmupisteitä yhdistävät sitten termiset konduktanssit, jotka edustavat lämmönsiirtokykyä johtavuudelle, konvektiolle ja säteilylle. Solmupisteeseen tulee tai siitä lähtee lämpövirtaa näiden konduktanssien kautta, ja tasapainotilanteessa tuleva ja lähtevä lämpövirta ovat yhtäsuuret. Tällöin solmupisteellä on tietty vakiolämpötila. Radioastronin tapauksessa on tarkoitus selvittää ainoastaan ratkaisemalla stationääriset ongelmat, sillä kuten jo aiemmin on todettu, tässä tapauksessa ympäristön lämpötilan muutokset ovat hitaita verrattuna vastaanottimen termisiin masoihin. Mallituksessa päärakenteet jaetaan yleensä erikseen analysoitaviksi alirakenteiksi, joita käsitellään päärakenteen yksittäisinä komponentteina.

Yleisessä tapauksessa lämpöopilliset laskut johtavat monimutkaiseen differentiaaliyhtälöihin, joiden ratkaiseminen algebrallisesti on vaikeaa jo silloinkin, kun solmupisteitä on vain muutamia. Tarkemmassa analyysissä tarvitaan mekaanisesti monimutkaiselle laitteelle kuitenkin vähintään kymmeniä, ellei satoja solmupisteitä.

Lämpösuunnittelua helpottamaan on kehitetty tietokoneohjelmia, joilla pystytään numeerisesti käsittelemään kaikki lämmönsiirtymisen muodot, kolmiulotteiset mallit ja analysoimaan stationääristen tilojen lisäksi myös aika-alueessa tapahtuvat muutokset ja erilaiset herätteet. Joissakin ohjelmissa on vielä lisäksi mahdollista käsitellä monimutkaisempia termodynaamisia ilmiöitä, kuten olomuotojen muutoksia. Tässä työssä lämpöanalysiin käytettiin ALGOR- ja ESATAN-ohjelmia. Koska Radioastronissa vastaanotinyksikkö ja LNA ovat

erillisiä ja ne sijoitetaan erilaisiin ympäristöllisiin olosuhteisiin, jouduttiin molemmille tekemään erilliset lämpötarkastelut.



Kuva 4.1 Lämpömallitus lineaarisessa piirissä. Solmupisteitä on valittava niin tiheästi, että solmun sisällä ei ole merkittävää lämpötilaeroa. Kuvassa on esimerkki solmujen 1 ja 2 välisen lämpökonduktanssin $C_{1,2}$ määrittämiseksi (ks. luku 4.2.1).

4.2 Lämmönsiirtomekanismit

Lämmön siirtymisen edellytyksenä on lämpötilaero. Tällöin tapahtuu nettolämmönsiirto korkeammasta lämpötilasta alhaisempaan. Lämmönsiirto on itsestään tapahtuva, siis palautumaton prosessi. Lämmön siirtymisessä erotetaan pääasiallisesti kolme eri siirtymismuotoa: johtuminen, konvektio ja säteily [11].

4.2.1 Johtuminen

Lämmön johtuminen systeemin sisällä tai systeemistä toiseen tapahtuu suoraan molekyylien keskinäisten törmäysten välityksellä ilman aineensiirtoa. Lämmön johtuminen on analogista sähkönsiirron kanssa (sähkövirta - lämpöteho, konduktanssi - lämpökonduktanssi, jännite - lämpötila), jolloin voidaan käyttää samoja käsitteitä ja laskumenetelmiä. Aineen lämmönjohtavuus, K , kuvaa aineen kykyä johtaa lämpöä. Lämmönjohtavuus on yleisesti ottaen lämpötilan ja paikan funktio, mutta usein systeemi voidaan ajatella homogeeniseksi näiden suhteen.

Yleinen lämmönjohtumisyhtälö tapauksessa, jossa kappale ei kehitä itse lämpöä ja jossa lämmönjohtavuus voidaan olettaa vakioksi, on

$$\frac{\partial T}{\partial t} = \frac{K}{\rho c_p} \nabla^2 T, \quad (4.1)$$

missä $T = T(x, y, z, t)$ lämpötila, K
 K = aineen lämmönjohtavuus, W/mK
 ρ = aineen tiheys, kg/m³
 c_p = aineen ominaislämpökapasiteetti, J/kgK

Aineen lämmönjohtavuus, K , määritellään Fourierin lailla:

$$q = -K \frac{\partial T}{\partial x} = \frac{Q}{A}, \quad (4.2)$$

missä q on lämpövirta Q pinta-alayksikköä A kohti x -suuntaan.

Yksinkertaisin lämmönjohtumistapaus on äärettömän suuri, mutta tietyn Δx :n paksuinen levy, jonka eri puolilla on vakiolämpötilat ja aineella vakio lämmönjohtavuus (kuva 4.2). Stationäärisessä tilassa $\partial T / \partial t$ on nolla, jolloin yhtälö (4.1) supistuu muotoon

$$\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} = 0. \quad (4.3)$$

Tällä on ratkaisuna

$$T = C_1 x + C_2, \quad (4.4)$$

josta reunaehdoilla $T = T_1$, kun $x = x_1$
 $T = T_2$, kun $x = x_2$,

saadaan lineaarinen lämpötilajakautuma

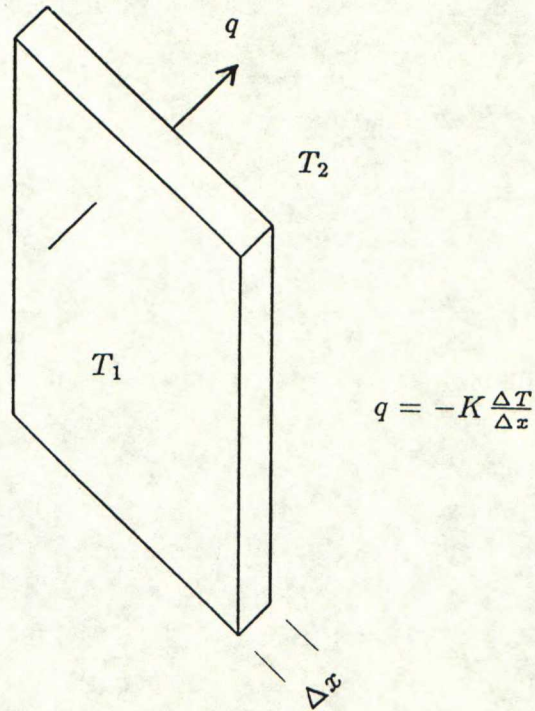
$$T = T_1 + (T_2 - T_1) \frac{x - x_1}{x_2 - x_1}. \quad (4.5)$$

Sijoittamalla tämä Fourierin yhtälöön (4.2) saadaan lämpövirran tiheys, q , levyn läpi

$$q = -K \frac{\partial T}{\partial x} = -K \frac{T_2 - T_1}{x_2 - x_1} = -K \frac{\Delta T}{\Delta x}, \quad (4.6)$$

joka ilmaisee läpäisevän tehon pinta-alayksikköä kohti. Kertomalla tämä pinta-alalla saadaan k.o. alan läpi virtaava teho Q :

$$Q = -KA \frac{\Delta T}{\Delta x}. \quad (4.7)$$



Kuva 4.2 Lämmön johtuminen yksinkertaisessa yksidimensionaalisessa tapauksessa.

Yleisessä tapauksessa tilanne on epästationäärinen ja lämmönjohtumiskerroin on lämpötilan funktio. Tämän työn puitteissa kuitenkin riittää, kun tarkastellaan stationäärisiä tapauksia, sillä lämpötilan muutokset ovat hitaita termisiin massoihin nähden. Tällöin lämpövirtoja on helppo laskea Fourierin lain perusteella.

Tyypillisten avaruuslaitteissa käytettyjen materiaalien lämmönjohtavuuksia on annettu taulukossa 4.1

Taulukko 4.1 Tyypillisten avaruustekniikassa käytettävien aineiden lämmönjohtavuuksia.

Materiaali	K [W/mK]
Alumiini	210
Alumiiniseokset	117 – 175
Magnesium	157
Magnesiumseokset	52 – 111
Titaani	21
Ruostumaton teräs	16,2
Teflon	0,25

4.2.2 Konvektio

Konvektiolla tarkoitetaan lämpövirtausta liikkuvassa nesteessä tai kaasussa ja erityisesti nesteestä kiinteään pintaan tai päinvastoin. Vaikka lämmönsiirto yksittäisten partikkeleiden välillä tapahtuu johtumalla, hallitsee aineen mukana siirtyvä energia lämmönsiirtoa. Konvektion kuvaamiseksi matemaattisesti täytyy siis yhdistää aineensiirtoa ja lämmönjohtumista kuvaavat lait.

Konvektiota sanotaan *pakotetuksi*, jos nesteen virtaus aiheutuu ulkoisista syistä ja *vapaaksi*, jos nesteen virtaus tapahtuu itsestään, ts. virtaus aiheutuu tiheyseroista voimakentässä (painovoima tai keskipakovoimakenttä).

Määräävänä tekijänä konvektiossa on virtauksen *rajakerros*, jonka ulkopuolella nesteen tai kaasun virtausnopeuden voidaan katsoa saavuttaneen nopeuden, joka vallitsee äärettömän kaukana pinnasta. *Laminaarisessa* rajakerroksessa ei tapahdu sekoittumista, vaan virtaus on yhdensuuntaista. Tällöin lämmönsiirto tapahtuu pääasiallisesti johtumalla rajakerroksen läpi. *Turbulenttisessä* rajakerroksessa tapahtuu virtausta myös pintaa vastaan kohtisuorassa suunnassa.

Nesteen ja pinnan välillä määritellään lämmönsiirtymiskerroin α , $\text{W/m}^2\text{K}$, seuraavasti:

$$q = \alpha \Delta T = \frac{Q}{A}, \quad (4.8)$$

missä ΔT on pinnan ja kaukana siitä olevan nesteen lämpötilojen ero. Kun lämmönsiirto tapahtuu johtumalla rajakerroksen läpi,

$$\alpha \sim \frac{K}{\delta x}, \quad (4.9)$$

missä δx = rajakerroksen paksuus. Lämmönsiirtymiskerroin α siis pienenee, kun rajakerroksen paksuus kasvaa. Vapaalle konvektiolle on tyypillisesti $\alpha = 3,5 \dots 50 \text{ W/m}^2\text{K}$ ja pakotetulle konvektiolle ilmassa kertaluokkaa suurempi eli $10 \dots 500 \text{ W/m}^2\text{K}$ [11].

4.2.3 Lämmön säteily

Lämpösäteily on sähkömagneettista säteilyä, jota kappale lähettää lämpötilansa ja pintansa emissiivisyyden perusteella. Lämpösäteilyksi kutsutaan sitä osaa sähkömagneettisesta spektristä, jolla allonpituus on $0,3 \dots 50 \mu\text{m}$. Tämä lämmönsiirtymismuoto ei vaadi väliainetta siirtymiseensä. Kun säteily osuu kappaleeseen, osa energiasta absorboituu, osa heijastuu ja osa saattaa mennä läpi. Nämä osuudet tulevan säteilyn energiasta ovat absorptiosuhde α , heijastussuhde ρ ja läpäisysuhde τ . Kappaleen ollessa tasapainotilassa täytyy tulevan ja lähtevän olla yhtäsuuria. Siten $\alpha + \rho + \tau = 1$.

Hyvin sähköä johtava kappale absorboi siihen tunkeutuvan säteilyn kokonaan jo yhden aallonpituuden matkalla. Tällöin $\tau = 0$ ja $\alpha + \rho = 1$.

Jos pinta on sileä ja kiillotettu, heijastaa se lämpösäteilyn kuin valonkin. Karkea pinta heijastaa diffuusisti eli kaikkiin suuntiin. Musta kappale absorboi

kaiken siihen tulevan säteilyn, eikä siis heijasta mitään. Täysin mustaa kappaletta ei ole, vaikkakin noki on 5 % heijastavuudellaan hyvä vertailukohta.

Planckin laki mustan pinnan säteilemisvoimakkuudelle on

$$S_b(\lambda) = \frac{2\pi hc^2}{\lambda^5} \frac{1}{e^{ch/\lambda kT} - 1}, \quad (4.10)$$

missä $S_b(\lambda)$ = mustan kappaleen säteilemisvoimakkuus, W/m³

h = Planckin vakio = $6,6252 \cdot 10^{-35}$ Js

k = Boltzmannin vakio = $1,38 \cdot 10^{-23}$ J/K.

Laki ilmoittaa pinnan säteilemän tehon pinta-ala- ja aallonpituusyksikköä kohti.

Teho pinta-alayksikköä kohti, E_b , saadaan, kun integroidaan (4.10) yli koko taajuusalueen

$$E_b = \int_0^\infty S_b(\lambda) d\lambda = \frac{2\pi^5 k^4}{15c^2 h^3} T^4 \quad (4.11)$$

$$E_b = \sigma T^4, \quad (4.12)$$

missä σ on Stefan-Boltzmannin vakio = $5,67032 \cdot 10^{-8}$ W/m²K⁴.

Derivoimalla (4.10) aallonpituuden suhteen löydetään maksimisäteilyvoimakkuuden aallonpituus, jonka ilmoittaa Wienin siirtymälaki:

$$\lambda_{max} = \frac{a}{T}, \quad (4.13)$$

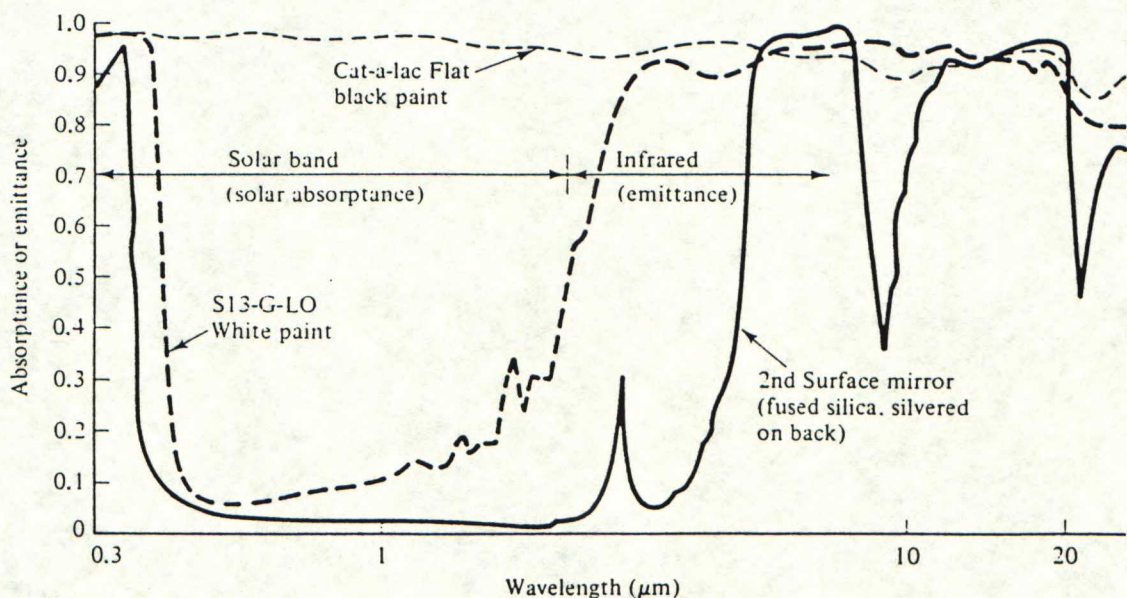
missä $a = 2898 \cdot 10^{-6}$ mK.

Todellisen pinnan lähettämä säteily, $S(\lambda)$, ilmoitetaan kertoimella ϵ , emissiivisyys, joka on yleisesti taajuuden funktio.

$$\epsilon(\lambda) = \frac{S(\lambda)}{S_b(\lambda)}. \quad (4.14)$$

Pinta absorboi tulevasta säteilystä absorptiokertoimen α suuruisen osan. Absorptiokerroin on joka taajuudella yhtäsuuri kuin emissiokerroin ja se on kullekin materiaalille ominainen taajuuden funktio (kuva 4.3). Likimääräisissä laskuissa emissiivisyyttä voidaan pitää vakiona yli koko taajuuspektrin. Tällöin kappaletta sanotaan harmaaksi.

Kahden pinnan nettolämmönsiirto on kaavan (4.12) mukaan verrannollinen lämpötilojen neljänsiin potensseihin: $E \sim (T_1^4 - T_2^4)$.



Kuva 4.3 Kolmen erilaisen materiaalin absorptio- ja emissiokertoimia taajuuden funktiona [8, s. 273].

Olkoon kahdella toisiaan vastaan kohtisuoralla pinnlla emissiokertoimet ϵ_1 ja ϵ_2 ja vastaavat lämpötilat T_1 ja T_2 . Tällöin pinnalta 1 lähtevä ja pintaan 2 absorboituva tehotiheys on (kuva 4.4)

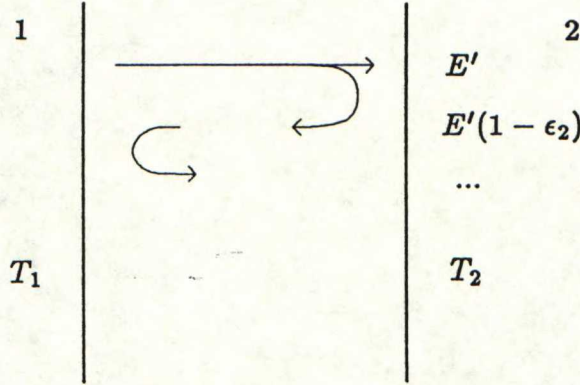
$$E' = \epsilon_1 \epsilon_2 \sigma (T_1^4 - T_2^4) .$$

Pintaan 2 saapuvasta tehosta kuitenkin heijastuu osa $1-\epsilon_2$ ja tästä edelleen osa $1-\epsilon_1$ pinnasta 1 takaisin pintaan 2. Ottamalla samalla tavoin huomioon kaikkien kertalukujen heijastukset saadaan nettolämmönsiirrolle

$$E = E' + E'' + \dots = [\epsilon_1 \epsilon_2 + \epsilon_1 \epsilon_2 (1-\epsilon_1)(1-\epsilon_2) + \epsilon_1 \epsilon_2 (1-\epsilon_1)^2 (1-\epsilon_2)^2 + \dots] \sigma (T_1^4 - T_2^4) ,$$

josta edelleen

$$E = \frac{\epsilon_1 \epsilon_2}{\epsilon_1 + \epsilon_2 - \epsilon_1 \epsilon_2} \sigma (T_1^4 - T_2^4) . \quad (4.15)$$



$$E = \frac{\epsilon_1 \epsilon_2}{\epsilon_1 + \epsilon_2 - \epsilon_1 \epsilon_2} \sigma (T_1^4 - T_2^4)$$

Kuva 4.4 Säteilylämmönsiirto kahden pinnan välillä.

Johtumisessa ja konvektiossa lämmönsiirto on verrannollinen lämpötilaeron ensimmäiseen tai toiseen potenssiin, joten suurilla lämpötilaeroilla tai lämpötilatasoilla on säteilylämmönsiirto dominoiva. Kun lämpötilaero on pieni, voidaan suorittaa linearisointi ja käyttää analogisesti konvektiivisen lämmönsiirron kanssa säteilyn lämmönsiirtokerrointa, α_s

$$E = \alpha_s \Delta T . \quad (4.16)$$

4.3 Periaatteita vastaanottimen lämpötarkastelussa

Radioastronin tapauksessa vastaanotinyksikkö sijoitetaan paineistettuun focal container'iin, jossa vallitsee pakotettu konvektio 0,3 m/s. Vastaanotinyksikön ympäristöolosuhteet ja lämmön virtaukset on esitetty kuvassa 4.5. Vaatimuksena on, että vastaanottimen sisällä oleva mikroaaltoelektroniikan kiinnitysalusta pystyttäisiin pitämään aktiivisella säätäjällä $40 \pm 1^\circ$ vakiolämpötilassa, kun ympäristön lämpötila vaihtelee välillä $+5 \dots +35^\circ \text{C}$. Lämpötilan tulee olla stabiili, jotta vahvistusvaihtelut minimoituisivat ja kohinalähteiden kohinalämpötila pysyisi vakiona. Lisäksi elektroniikan luotettavuuden kannalta on edullista, jos lämpötila on alhainen.

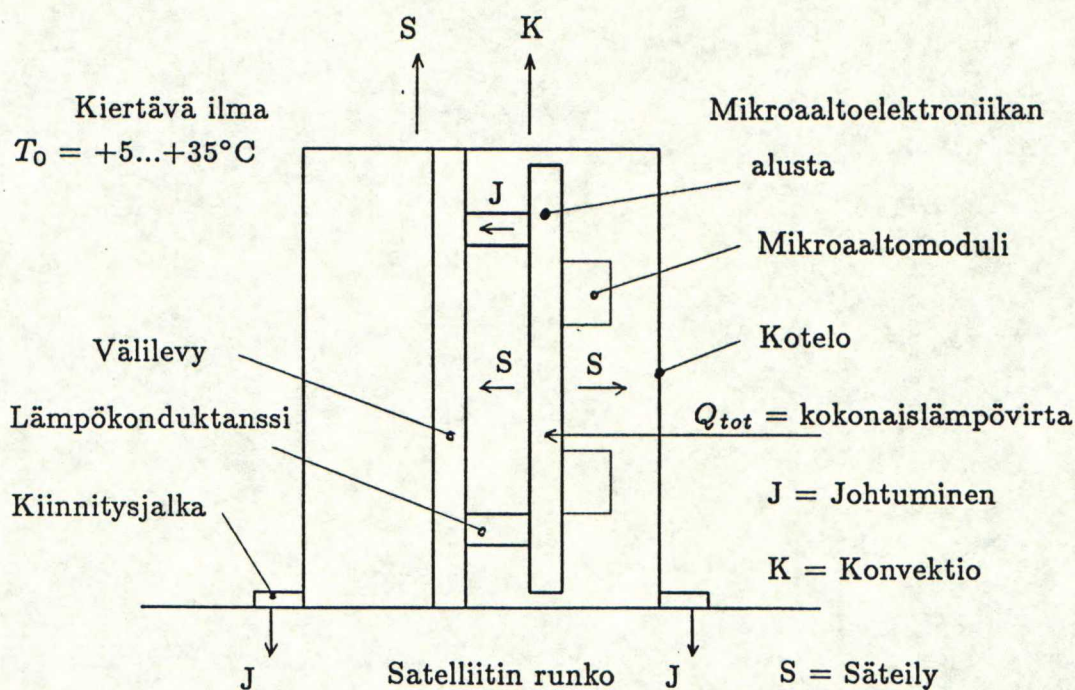
Kun ympäristön lämpötila on minimissä, joutuu lämmitysjärjestelmä syöttämään suurimman tehonsa. Lämmitystarpeita varten on varattu 30 W:n mak-

similämmitysteho. Toisaalta on tarkistettava, että ympäristön maksimilämpötilan vallitessa pelkkä mikroaaltoelektroniikan kiinnitysalustaan tuleva elektronii-
roniikan hukkalämpö (n. 21 W) ei nosta lämpötilaa yli $+40^{\circ}\text{C}$.

Vastaanotinyksikköön lämpöä tulee käyttösähköstä hukkatehona ja loput lämmitystehona siten, että tasapainotilassa nämä ja konvektion, johtumisen sekä säteilyn kautta poistuva lämpövirta ovat yhtäsuuria.

Avaruusolosuhteissa luonnollista konvektiota ei pääse syntymään painottomuuden vuoksi. Tällainen tilanne vallitsee vastaanottimen sisällä, jossa on ilma, mutta puhaltimen ulkopuolella kierrättämä ilma ei pääse sitä juuri liikuttamaan, koska kotelo on melko tiivis. Myöskin säteilylämmönsiirron osuus on käytetyillä lämpötiloilla ja lämpötilaeroilla melko pieni, ja johtuminen on näin ollen dominoiva muoto.

LNA on helpommin analysoitavissa kuin vastaanotinyksikkö. Siinä riittää kun varmistetaan riittävän suuri terminen konduktanssi alustaan, jotta HEMT:it saadaan tehokkaasti jäähdytettyä.



Kuva 4.5 Vastaanotinyksikön lämpösuunnittelun perusteita. Mikroaaltoelektroniikan alusta tulisi pitää aktiivisella säätäjällä vakiolämpötilassa ympäristön lämpötilan vaihdellessa $+5...+35^{\circ}\text{C}$.

LNA sijoitetaan satelliittiin kuvan 2.1 mukaisesti 80 K:iin jäähdytettyyn alustaan. Lämpöä LNA:han tulee käyttösähköstä ja johtumalla aaltoputkia ja kaapeleita pitkin. Satelliitin valmistaja on ottanut säteilynäkökohdat huomioon LNA:n sijaintipaikkaa valittaessa mm. siten, ettei suora auringonpaiste pääse lämmittämään LNA:ta. Pinnoitemateriaaliksi on emissiivisyysvaatimus-

ten vuoksi valittu kiilloitettu kulta, jolle $\epsilon < 0,04$ [12]. Näin ollen säteilylämmönsiirrosta ei laitevalmistajan tarvitse laskelmissa huolehtia.

Koska jäähdytyksen perimmäisenä tarkoituksena on etuasteiden aaltojohtojen ja ennenkaikkea LNA:n aktiivisten komponenttien (HEMT:ien) jäähdyttäminen, laitevalmistajan on huolehdittava siitä, että nämä komponentit tulevat riittävän suuren lämpökonduktanssin kautta LNA:n koteloon ja sitä kautta jäähdytysalustaan kosketuksiin. Tämä on varmistettu tekemällä LNA:n kotelo pohjaosastaan, josta se tulee kiinni jäähdytysalustaan, paksusta alumiinista.

Elektroniikan komponenteista vain kriittisimmät, eniten tehoa kuluttavat elektroniikan komponentit, tarvitsevat erityisempää huomiota jäähdytyksen osalta. Lämpötila huonontaa komponenttien luotettavuutta. Eniten tehoa kuluttavat komponentit ovat mikroaalto-osassa. Nämä ovat kuitenkin tukevissa alumiinikuorissa ja sitä kautta kiinnitysalustassa, jolloin lämmönsiirto on tehokasta. Muun elektroniikan piirikorttien tehonkulutus on vain muutaman watin luokkaa, eikä varsinaisia tehokomponentteja ole käytetty. Näin ollen erityisiin komponenttien jäähdytystarkasteluihin ei ole aihetta.

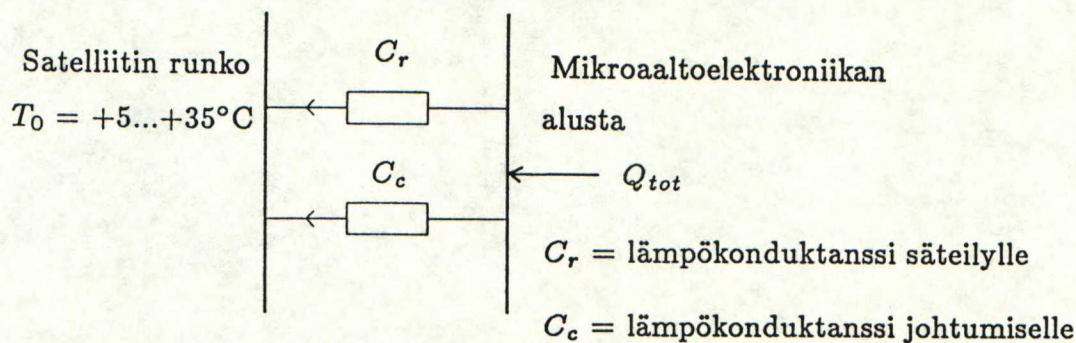
4.4 Vastaanotinyksikön lämmönsäätöjärjestelmän yksinkertainen analyysi

Vastaanotinyksikölle tehtiin analysointi käsin laskemalla ja suuresti yksinkertaistamalla todellista tilannetta. Lähtökohtana oletettiin mikroaaltoelektroniikan alustalle vakiolämpötila $+40\text{ }^{\circ}\text{C}$. Vakiolämpötilan säilyttämiseksi tarvittava sähköteho laskettiin, kun välilevyn lämpötilaa muuteltiin välillä $+5\dots+35\text{ }^{\circ}\text{C}$. Säteily otettiin huomioon ja oletettiin, että alustat ovat alaltaan yhtäsuuret ja näkevät vain toisensa.

Kuvan 4.6 lämpökonduktanssit muodostuvat neljästä halkaisijaltaan 18 mm ja pituudeltaan 8,0 mm teräslieriöstä ($K=16,2\text{ W/mK}$). Johtuminen tapahtuu näiden kautta kaavan (4.7) mukaisesti. Jalkojen yhteenlaskettu lämpökonduktanssi C on siten

$$C = 4 \cdot \frac{K\pi r^2}{\Delta x} = 2,06\text{ W/K}.$$

Säteilyn kautta tapahtuva nettolämmönsiirto on kaavan (4.15) mukainen. Emissiivisyydet pinnoitetuilla alumiiniosilla on oletettu 0,5 suuruisiksi.



Kuva 4.6 Yksinkertaistettu lämmönsiirtyminen mikroaaltoalustan ja ympäristön välillä.

Mikroaaltoalustan lämpövirtabudjetti eri ympäristön lämpötiloissa on esitetty taulukossa 4.1.

Taulukko 4.1 Mikroaaltoalustan lämpövirtabudjetti eri lämpötiloissa.

	$T_0 = +5^{\circ}\text{C}$	$T_0 = +35^{\circ}\text{C}$
$Q_c [\text{W}]$	72,1	10,3
$Q_r [\text{W}]$	6,8	1,1
$Q_{tot} [\text{W}]$	78,9	11,4
$P_h [\text{W}]$	21,0	21,0
$P_l [\text{W}]$	57,9	-9,6

Laskuissa on käytetty seuraavia arvoja:

$K = 16,2 \text{ W/K}$, teräksen lämmönjohtavuus

$\Delta x = 8 \text{ mm}$, mikroaaltoalustan kiinnitysjalan korkeus

$A_j = 0,254 \cdot 10^{-3} \text{ m}^2$, mikroaaltoalustan kiinnitysjalan pinta-ala

$\epsilon = 0,5$, pintojen emissiivisyydet

$A_m = 0,0495 \text{ m}^2$, mikroaaltoalustan yhden sivun pinta-ala

Q_c = mikroaaltoalustasta johtuva lämpövirta

Q_r = mikroaaltoalustasta säteilevä lämpövirta

Q_{tot} = mikroaaltoalustasta siirtyvä kokonaislämpövirta

P_h = mikroaaltoalustaan tuleva vakio hukkataho

P_l = mikroaaltoalustaan tuleva säätöjärjestelmän sähköteho

T_0 = ympäristön lämpötila.

Lisäksi on oletettu, että välilevy ja kotelon kylki pysyvät samassa lämpötilassa kuin ympäristö.

Laskun perusteella voidaan todeta, että $+5 \text{ }^\circ\text{C}$ lämpötilassa vaadittaisiin $57,9 \text{ W}$:n lämmitysteho, joka ylittää suurimman sallitun 30 W :n lämmitystehon reilusti. Vastaavasti $+35^\circ\text{C}$:ssa pelkkä mikroaaltoelektronikan hukkataho nostaisi alustan lämpötilan yli $40 \text{ }^\circ\text{C}$:een, ellei alustaa *jäähdytettäisi* $9,6 \text{ W}$ teholla.

Laskelman valossa avaruuskelpoisuus ei toteudu. Parannuskeino voisi olla mikroaaltoalustaan tulevan tehon pienentäminen, jolloin teräsjalcojen lämpökonduktanssia voitaisiin pienentää ja tällöin vastaavasti maksimilämmitystehon tarve pienenesi. Toinen keino voisi olla epälineaaristen lämpökonduktanssien käyttö mikroaaltoalustan kiinnityksessä. Kolmantena vaihtoehtona tulisivat kysymykseen Peltier-elementeillä toteutetut aktiiviset lämmönsiirtimet.

4.5 Vastaanotinyksikön analysointi ESATAN:illa

ESATAN on ESA:n kehittämä FEM-lämpösuunnitteluohjelma, joka pystyy analysoimaan lineaariset ja epälineaariset mallit sekä stationäärisessä tilassa että aikatasossa. Ohjelmaversio on laitekohtainen ja se vaatii UNIX-käyttöjärjestelmän.

Analysoitavaa fysikaalista laitetta esittävä malli syötetään ohjelmalle siten, että ensin nimetään solmut ja sitten niitä yhdistävät lineaariset konduktanssit tai säteilykonduktanssit. Säteilykonduktanssit voidaan korvata ohjelmassa 'view factor' -rutiinilla, joka laskee ne view factor'eista. Solmujen säteilypinta-alat ja emissio- ja absorptiokertoimet on myös tällöin määrättävä.

Ohjelma muokkaa "preprocess"-rutiinilla tästä syötetiedostosta fortran-tyyppisen varsinaisen ajokelpoisen ohjelman. Syötetiedosto voidaan tarkastaa "syntax checker":illä ja ajonaikaisista virheistä saadaan virheilmoitukset .ERR-tiedostoon.

Ohjelmassa on mahdollisuus alimallien luomiseen ja siinä on lukuisia alirutiineja. Lisäksi on mahdollisuus nesteiden olomuotojen muutoksiin perustuvien mallien (esim. lämpöputki) analysointiin.

Vastaanotinyksikölle suoritettiin mallitus liitteiden III ja IV mukaisesti. Mallissa käytettiin seuraavia reunaehtoja ja oletuksia:

- kiinnitysalusta ja ympäröivä ilma ovat samassa lämpötilassa
- kiinnitysalustan lämpötila T_{out} joko $+5^{\circ}\text{C}$ tai $+35^{\circ}\text{C}$ (kaksi ajoa)
- mikroaaltoalustaan tuleva tasan jakautunut vastaava teho P_{in} 51 W tai 21 W
- elektroniikan hukcatehoa ei olla huomioitu
- elektroniikkapuolen sisäistä säteilylämmönsiirtoa ei olla huomioitu, koska piirilevyt ovat kohtalainen este
- ilman konvektion lämmönsiirtymiskerroin vastaanotinyksikön ulkopinnalla $\alpha = 50 \text{ W}/^{\circ}\text{K m}^2$
- vastaanotinyksikön sisäosien emissiivisyys = 0,5
- ulkokuoren emissiivisyys = 0,9
- ”focal container”:in emissiivisyys = 1
- mikroaaltomodulien lämmönjohtavuuksia ei olla huomioitu

Ajo suoritettiin ympäristön äärilämpötiloissa $+5^{\circ}\text{C}$ ja $+35^{\circ}\text{C}$ ja tällöin vastaavat mikroaaltoalustaan tulevat tehot olivat 51 W ja 21 W. Ohjelman laskemat solmupisteiden lämpötilat on taulukoitu liitteessä V. Niistä havaitaan, että $+5^{\circ}\text{C}$:n lämpötilassa lämmitysjärjestelmä ei kykene tuottamaan riittävästi lämpötehoa alustaan, jonka lämpötila jää alimmillaan noin $+34^{\circ}\text{C}$:een (solmut 260 ja 268). $+35^{\circ}\text{C}$:ssa suoritetussa ajossa havaittiin puolestaan, että ylimmillään alustan lämpötila nousi lähes $+52^{\circ}\text{C}$:een (solmut 254 ja 264).

Analyysi tukee luvun 4.4 yksinkertaistettua laskelmaa, jossa avaruuskelpoisuus ei myöskään toteudu. Parannusehdotukset ongelmaan on esitetty luvun 4.4 lopussa.

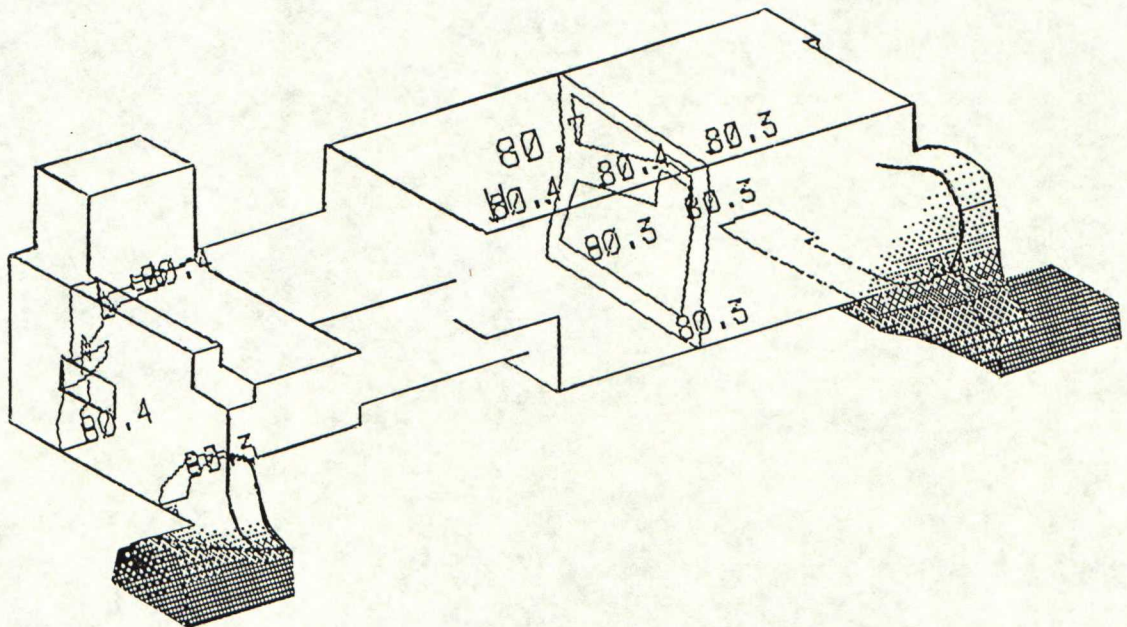
4.6 LNA:n analysointi ALGOR:illa

Kaapeleista, aaltoputkista ja hukcatehosta tulee LNA:han lämpövirtaa laskelmien mukaisesti seuraavasti [4]:

- Aaltoputket: 276 mW
- Koaksiaalikaapelit: 113 mW
- Bias-kaapeli: 41 mW
- Hukkateho: 450 mW
- Yhteensä: 880 mW

Olisi edullista, jos jäähdytysjärjestelmää voitaisiin kuormittaa mahdollisimman vähällä lämpövirralla. HEMT:ien hukkateholle ei ole tehtävissä mitään, sillä niiden toimintapiste on oltava tarkalleen oikea. Kaapeleiden lämönjohtavuuksia sen sijaan on pyritty pienentämään käyttämällä teräskaapeleita ja teräseinäisiä aaltoputkia, jotka on pinnoitettu hyvin johtavalla aineella. Teräs johtaa huonosti lämpöä, mutta ohutkin pinnoite, joka on muutaman tunkeutumissyvyyden suuruusluokkaa aaltoputkessa tai koaksiaalikaapelissa saa aikaan hyvän sähkönjohtavuuden suurtaajuuksilla. Satelliitin jäähdytysjärjestelmän 80 °K:n alustaan tulevan yhteenlaskettu kokonaislämpövirta on 880 mW.

ALGOR:lla tehdyssä lämpöanalyysissä rakenteen lämpötilasta saatiin kyseisillä lämpövirroilla ja tehoilla kuvan 4.7 mukainen. Siinä HEMT:ien lämpötila on 80,7°K, kun alustan vakiolämpötilaksi on oletettu 80°K. HEMT:it ovat siis hyvässä termisessä kontaktissa jäähdytysalustaan.



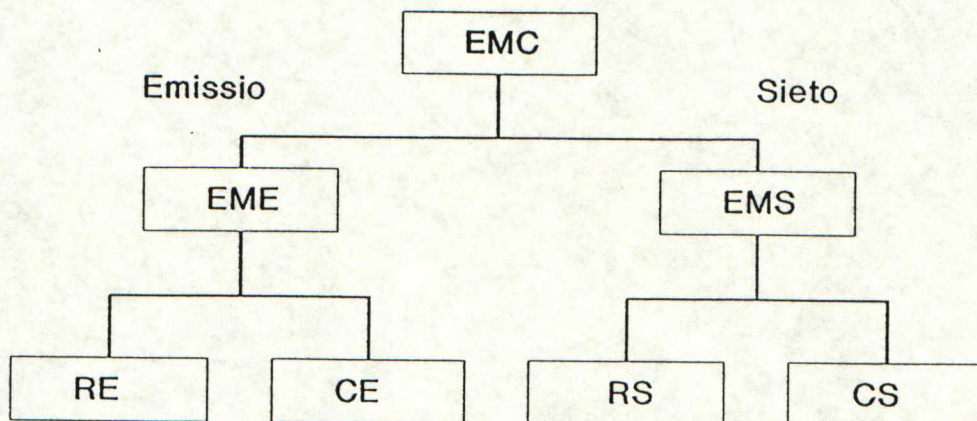
Kuva 4.7 LNA:n puolikkaan lämpöjakautuma.

5 EMC-TARKASTELU

Laitteiden ja järjestelmien sähkömagneettisella yhteensopivuudella, EMC, tarkoitetaan niitten kykyä toimia aiotussa ympäristössä liikaa toisiaan häiritsemättä. Tässä EMC:llä tarkoitetaan vastaanottimen soveltuvuutta toimimaan niissä sähkömagneettisissa olosuhteissa ja niiden rajoitusten puitteissa, jotka on esitetty luvussa 2.8. Tässä luvussa esitetään yleisiä käsitteitä EMC:n alueelta, todetaan tehdyt toimenpiteet vastaanottimen EMC-ratkaisuissa sekä esitetään mahdollisia ongelmakohtia.

5.1 Peruskäsitteitä

EMC voidaan jakaa edelleen EME:n ja EMS:aan eli sähkömagneettisten häiriöiden emissioon ja niiden sietoon, kuva 5.1 [13]. Nämä puolestaan voidaan jakaa vielä edelleen säteilyn ja johtumisen kautta eteneviin häiriöihin. Johtumalla häiriöt voivat edetä siten, että häiriökenttä indusoituu aluksi laitteen johtimeen, josta se kulkeutuu itse laitteeseen tai päinvastoin.



EMC = electromagnetic compatibility

EME = electromagnetic emission

RE = radiated emission

CE = conducted emission

EMS = electromagnetic susceptibility

RS = radiated susceptibility

CS = conducted susceptibility

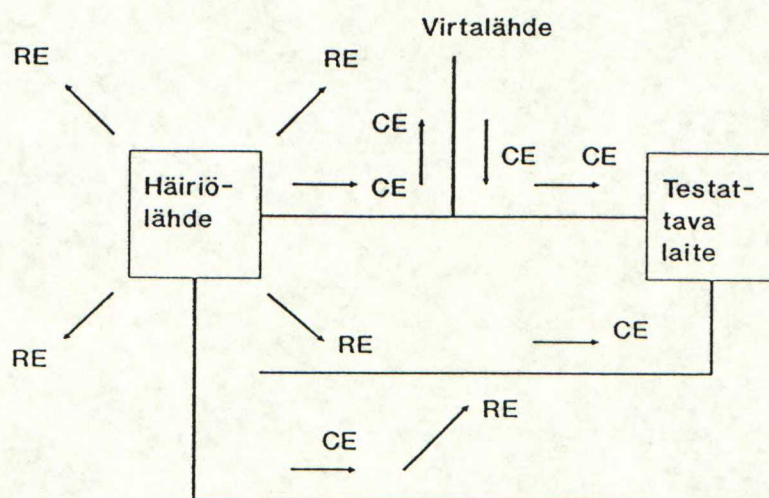
Kuva 5.1 EMC-käsitteen jaottelu.

Häiriöistä käsitellään lähikentässä, jossa impedanssi on tuntematon, yleensä sähkö- ja magneettikenttä erikseen ja kaukokentässä sähkömagneettista kenttää, koska impedanssi tunnetaan. Häiriöiden kaistanleveyden tai koherenttisuuden perusteella häiriöt jaotellaan kapea- ja leveäkaistaisiin. Kapeakais-

taisia häiriöitä synnyttävät pääasiassa radiolaitteet ja laajakaistaisia häiriöitä syntyy pulssimuotoisia signaaleja käsittelevissä laitteissa, kuten tietokoneissa.

Häiriöitten tarpeellinen vaimentaminen on teknistaloudellinen kysymys ja se kannattaa tehdä tuotteen kehityskaaren alussa, sillä jälkeinpäin suoritettavat vaimennustoimet aiheuttavat kohtuuttomia kustannuksia [14]. Toisaalta ei ole kannattavaa etukäteen ryhtyä turhan massiivisiin toimenpiteisiin. Mittaamalla voidaan joskus etukäteen selvittää, onko laitteelle tai järjestelmälle tarkoitettu ympäristö häiritsevää. Radioastronin tapauksessa häiriölähteet on ilmoitettu kvantitatiivisesti ja suunnittelu pohjautuu periaatteessa näihin valmiiksi annettuihin tietoihin.

Todellisessa käyttöympäristössä häiriöiden vaikutus on monesti analysoinnista huolimatta ennalta arvaamaton ja laitteet vaativat siksi perusteellisen EMC-testauksen.



Kuva 5.2 Häiriöiden kytkeytyminen häiriölähteestä testattavaan laitteeseen.

5.2 Ongelmakohdat ja tehdyt ratkaisut

EMC-tarkastelun tarkka yksityiskohtainen analysointi etukäteen on vaikeaa, sillä vastaanotin koostuu suuresta määrästä erilaisia piirejä (johtimet, läpiviennit, staattiset suojaukset ym.) ja siksi EMC-tarkastelussa tyydytään tarkastelemaan yleisellä tasolla niitä toimia, joilla EMC-ominaisuuksiin vaikutetaan.

Vastaanottimen ja ympäristön välisenä yhdystienä sähkömagneettisille häiriöille ovat liitosjohdot. Magneettikenttä tunkeutuu alumiinikuoren läpi ja sen

kulkua on vaikea estää. Sähkökenttä sen sijaan ei läpäise alumiinikuorta.

Vastaanottimen elektronisten piirien, jotka on kytketty johtimilla laitteen kuorissa oleviin liittimiin, ei tulisi emittoida häiriöitä enempää kuin mitä vaatimuksissa on sallittu muille kaapeleille. Primäärivirtalähteen kaapeleiden emisiosista satelliittiin päin on huolehtinut IKI, joka on virtalähteen myös valmistanut. Muihin kaapeleihin eteneviä häiriöitä voidaan arvioida vastaanottimen kytkentäkaaviosta. Alin vastaanottimen signaalitaajuuksista on 512 MHz:n välitaajuus, jonka ulostulotaso on luokkaa 0.1 V rms. Muita taajuuksia ovat oskillaattoritaajuus 10,860 GHz ja kerrannainen 21,720 GHz sekä vaihelukituksen referenssisignaalit 4320 MHz ja 8 MHz. Koska käsiteltäviä taajuuksia on useita, niin sekoittumalla muodostuvien taajuuksien määrä on hyvin suuri. Vaihelukituspiirissä oleva 15:llä jakaja voi aiheuttaa lisäksi voimakkaita 8 MHz:n parittomia harmonisia. Kaikki nämä taajuudet ovat mahdollisia häiriöiden aiheuttajia, ja signaalitaajuudet ovat erityisen herkkiä ulkoa päin kytkeytyville häiriöille, joista vakavimman uhan muodostavat linkkilähettimet (taulukko 2.13).

Lämmitysjärjestelmälle tuleva sähkö on raakasähköä, joka tulee suoraan satelliitin virtalähteestä. Raakasähkö sisältää häiriökomponentteja, joiden pääsy vastaanotinyksikön kotelon sisälle olisi hyödyllistä estää, sillä häiriöitä sisältävät johtimet säteilevät edelleen kotelon sisällä.

Vastaanottimen kuoren läpi tai liitosten saumoista emittoiman sähkömagneettisen kentänvoimakkuuden voidaan olettaa olevan mitättömän, sillä laite on kokonaan suojatussa alumiinikuorissa ja suurtaajuuksien signaaleiden kuljettamiseen käytetään puolijäykkiä koaksiaalikaapeleita, joissa on yhtenäinen suojaus. Rakoantennin muodostuminen saumakohtiin (kotelon sivukannet) on kuitenkin mahdollista.

EME- ja EMS-ominaisuuksien parantamisen keinoja ovat suojaus ja suodatus. Suojaus estää kenttien tunkeutumisen ja suodatus ehkäisee johtuvia häiriöitä. Mikäli EME-testissä havaitaan liiallista vuotoa etenkin kriittisillä muiden vastaanotinten taajuuksilla, on vuotoja pienennettävä näillä menetelmillä. Tällöin tulevat kysymykseen lähinnä suodattimien lisäykset läpivienteihin (läpivientikondensattorit ja kuristimet) tai kaapeleiden suojausten tehostaminen. Kotelon saumoja voidaan tiivistää joustavalla sähkömagneettisella tiivistellä. Käytettävät häiriönpoistotoimet toimivat yleensä molempiin suuntiin eli parantavat sekä EME- että EMS-ominaisuuksia.

Se sähkömagneettinen energia, joka laitteesta emittoituu, voidaan aluksi olettaa olevan peräisin vain johtimien säteilystä. Tätä varten johtimet tulisi ollakin ainakin staattisella suojauksella varustettuja. IKI toimittaa vastaanottimen ne kaapelit, jotka lähtevät vastaanottimesta satelliittiin päin ja on näin ollen huolehtinut niiden suojauksista. Testauksen aikana on kuitenkin käytettävä mahdollisuuksien mukaan samanlaisia kaapeleita, kuin mitä lopullisessa satelliittiasennuksessa tullaan käyttämään.

Koska johtuvien häiriöiden sieto on määrätty vain primäärivirtalähteelle (käsit-

telee raakasähkö), joka on IKI:n toimittama, ja sen edelleen vastaanotinyksikköön välittämät häiriövirrat ja jännitteet ovat spesifioimatta, voidaan olettaa, että primäärivirtalähteen antopuolen antamat häiriöjännitteet ja virrat ovat siinä määrin pieniä, ettei tämä aiheuta erityistoimenpiteitä käyttöjännitteiden käsittelylle vastaanotinyksikössä. Mahdollinen häiriöjännite, jonka virtalähde syöttää vastaanottimeen, tulee vaimentua sarjareaktanssissa (induktanssi) riittävästi. Häiriövirtojen oikosulkemiseksi on puolestaan käytettävä poikittaisreaktansseja (kapasitansseja).

Häiriöjännitepulssin sieto on IKI:n huoli, sillä primäärivirtalähteen tulee kestää sen vaikutukset ja syöttää vastaanottimelle käyttö sähköä katkeamatta.

Suodattimet olisi edullisinta sijoittaa kotelon seinän läpivientiin - siis liittimeen, mutta tässä tapauksessa se on osoittautunut mahdottomaksi toteuttaa, sillä läpivientinä olevien pistokkeiden nastat ovat niin lähellä toisiaan, että siihen ei voida sijoittaa mitään häiriönpoistoelementtiä. Tämän vuoksi on jouduttu tyytymään ratkaisuun, jossa häiriönpoistoelementit sijoitetaan piirilevyille. Tällöin hankaluutena seuraa se, että häiriökenttä pääsee koteloon asti ja sen vaikutukset ovat ennalta-arvaamattomat. Erilaisilla alustavilla kokeilla on tarkoitus selvittää menetelmien tehokkuus. Varmuus onnistumisesta kuitenkin saavutetaan vasta lopullisessa insinöörimallin testauksessa.

Magneettikentän välityksellä kytkeytyvien häiriöiden etenemistä voidaan estää käyttämällä rautaa tai erilaisia ferriitejä. Painon vuoksi näiden käyttö ei ole suositeltavaa ja toisaalta piirien virtojen pienuus ja johtimien pareiksi kiertäminen voidaan olettaa riittäväksi toimenpiteeksi magneettisten häiriöiden kytkeytymisen estämiseksi. Taulukossa 2.8 on annettu määräyksiä johdinparien kiertämiseksi. Tällöin johtimien välinen pinta-ala on pieni ja kiertäminen aiheuttaa lisäksi kenttien kumoutumista. Niinikään johdinparien läheisyys vähentää sähkömagneettisen kentän emittoitumista eromuotoisista virroista.

Virtapiirien välisellä galvaanisella erotuksella voidaan myös katkaista häiriöiden etenemistie virtapiirien välillä. Ninnpä vastaanottimessa esimerkiksi telemetrian ulostulon, DC-vahvistimen ja AD-muuntimen virtapiirit ovat galvaanisesti erotettuja. Lisäksi molemmilla kanavilla on omat virtapiirinsä. Tiedonsiirtämiseksi piirien välillä käytetään optoisolaattoreita ja avokollektoriantoja, jotka IKI katsoo galvaaniseksi erotukseksi.

EMC-tarkastelussa pääpaino tulee olemaan alustavilla testeillä, joiden tulosten perusteella vastaanottimen EMC-ominaisuuksia mahdollisesti kehitetään.

Koska häiriöiden monimuotoisuus ja odottamattomat kytkeytymiset voivat aiheuttaa yllätyksiä, ei varmuutta EMC-ominaisuuksista saada kuin vasta perusteellisessa testauksessa.

6 ELEKTRONIIKAN LUOTETTAVUUS

6.1 Yleistä

Käsitteenä luotettavuuden voidaan katsoa olevan koko vastaanottimen mekaanisten ja sähköisten ratkaisujen sekä satunnaisten ulkoisten tekijöiden funktio. Näistä mekaanisten ratkaisujen oikeellisuus ja sitä kautta mekaaninen luotettavuus pystytään osoittamaan hyvin mekaanisissa testeissä. Ulkoisiin tekijöihin, kuten meteoriittien törmäyksiin ei puolestaan pystytä suuresti vaikuttamaan. Elektroniikan luotettavuus ei ole niin yksinkertaisesti osoitettavissa kuin mekaaninen luotettavuus, sillä elektroniikan luotettavuus ei käyttäydy täsmällisesti minkään tähänastisen mallin mukaan. Luotettavuuden määrääväksi tekijäksi voidaan siis olettaa elektroniikan luotettavuus.

Avaruustekniikassa käytetään erityisiä luotettavuusohjelmia, joilla järjestelmällisellä analyysillä ja toteutuksella päästään tavoitteeseen. Luotettavuusohjelmiin ovat pakottaneet avaruusaikakauden alkuaikojen käytännön epäonnistumiset. Miehitetyt lennot ovat lisäksi merkittävästi lisänneet luotettavuusvaatimuksia.

Avaruustekniikan ratkaisuissa on näihin päiviin asti noudatettu politiikkaa, joka perustuu varmoiksi havaittuihin, ja jo aikaisemmilla lennoilla käytettyihin ratkaisuihin. Poikkeukset perinteisestä tekniikasta vaativat hyvät perustelut. Taloudellinen näkökanta vaatii ennemminkin hyvää luotettavuutta kuin uudella tuntemattomalla tekniikalla saavutettua hyötykuorman painon kevennystä tai suorituskyvyn kasvua.

Luotettavuus lukuna tarkoittaa sitä todennäköisyyttä, jolla projekti voidaan ennalta tehdyn suunnitelman mukaisesti viedä läpi. Radioastron-projektin vastaanotinten yhteiseksi luotettavuusvaatimukseksi on annettu 95 % (2.11.1). Tämä tarkoittaa yksittäiselle vastaanottimelle, joita on neljä kappaletta, 98,7 % luotettavuutta kahden vuoden lennolle. Todennäköinen lentoaika lienee kuitenkin kolme vuotta (vielä epäselvä).

Tässä työssä elektroniikan luotettavuus arvioitiin vain yhdelle piirikortille. Samalla periaatteella voidaan analysoida loppuosakin. Vaikeutena on luotettavuusmallien puuttuminen mikroaaltoelektroniikan komponenteille - varsinkin HEMT:eille. Täten koko vastaanottimen luotettavuuden laskeminen ei ole tähänastisten komponenttikirjastojen avulla mahdollista. Arvioita voidaan kuitenkin esittää näillekin komponenteille, kuten australialaiset ovat tehneet oman vastaanottimensa kohdalla.

Maailmanlaajuinen yleisesti hyväksytty standardi luotettavuuslaskennan perustana on MIL-HDBK-217 [15]. Myös ESA:lla on omat luotettavuusennusteet, mutta tässä työssä analyysissä käytetään MIL-HDBK:n malleja. Tässä esimerkkinä tehtävä AD-muunninkortin luotettavuuslasku on tehty ELCOM-ohjelmalla, joka sisältää MIL-HDBK-217E:n mukaiset vikaennustemallit.

Nykyisin käytössä olevat vikaennustemallit antavat yleensä liian pessimistisiä tuloksia. Syynä pidetään komponenttien vikataajuuksien arviointia virheellisesti vakioiksi ajan funktiona, vaikka näyttää kuitenkin siltä, että vikataajuuksikäyrä on laskeva [16].

6.2 Säteilyn vaikutus

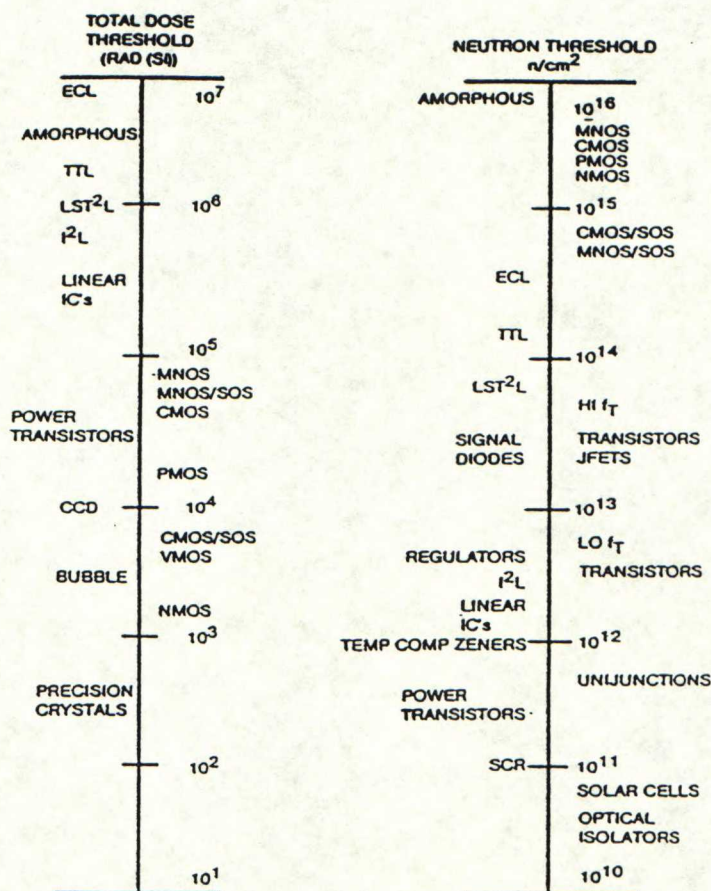
Avaruussäteily aiheuttaa elektroniikan komponenteissa vanhenemista ja virheetoimintoja. Luotettavan toiminnan kannalta on tärkeää minimoida säteilyn vaikutukset.

Ne säteilyolosuhteet, joihin vastaanotin joutuu, on annettu taulukossa 2.6 protonien ja elektronien osalta. Komponenttivalmistajat toisaalta ilmoittavat komponenttiensa säteilykestävyyden.

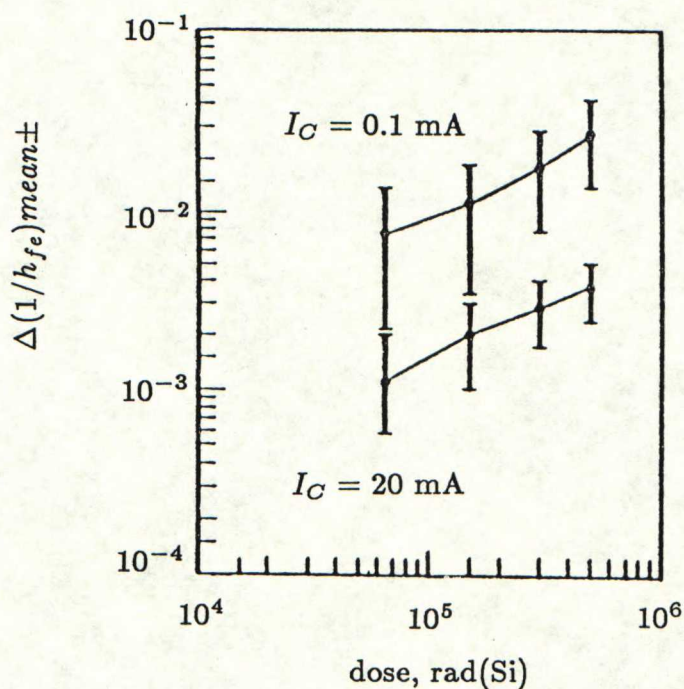
Eri komponentit kestävät säteilyä eri tavalla. Herkimpiä ovat MOS-teknologiat. Varsinkin CMOS:n käyttö on kuitenkin hyvin suojattuna perusteltua alhaisen tehonkulutuksen vuoksi. Integroituva säteilyannos on yleensä määräävä tekijä ikääntymisessä [17]. Vielä kun säteilyannosnopeus on luokkaa 10^5 rad/s, ei itse annosnopeudella ole vaikutusta MOS-puolijohteisiin, vaan ainoastaan integroituneella annoksella [18]. Avaruuslennoilla säteilyannosnopeudet ovat kuitenkin niin pieniä, että ne eivät ole verrattavissa näin suuriin annosnopeuksiin. CMOS-komponenttien vikamekanismeja voidaan erottaa neljä annoksen suuruuden perusteella. Ensimmäinen on häiriökestoisuuden lasku, johon liittyy pieni kytkentänopeuden lasku. Tämä tapahtuu alle 1 krad(Si):n ((Si) = annos piissä) annoksilla ja vastaava kynnysjännitteen muutos on 0,2 V. Toinen on lepovirran terävä kasvu, mikä johtuu kynnysjännitteen noin 1 V:n suuruudesta muutoksesta. Annokset ovat tällöin muutamia krad(Si):ja. Kolmas on 10 krad(Si):n annoksilla esiintyvä kytkentänopeuden huomattava lasku, jolloin kynnysjännite on laskenut 2 V. Neljäs on muutamien kymmenien krad(Si):n annoksilla tapahtuva looginen vikaantuminen, jolloin komponentin tilan vaihtaminen ei onnistu. Tässä vaiheessa kynnysjännite on pudonnut tyypillisesti 4 V [17].

Radioastronissa säteilyn kokonaisannoksen focal container'in sisällä on taulukon 2.6 mukaan ennustettu olevan 960 rad/cm^2 . CMOS:n ja muiden valmistusteknologioiden säteilyn kestävyyttä on tarkasteltu kuvassa 6.1 Koska piirien fysikaalinen pinta-ala on neliösenttien suuruusluokkaa, voidaan absorboituneen annoksen ja annosintensiteetin lukuja verrata keskenään.

Bipolaaritransistorin rappeutuminen säteilyn vaikutuksesta tunnetaan hyvin. Yleisesti voidaan sanoa, että bipolaarirakenteet kestävät säteilyä huomattavasti paremmin kuin MOS-rakenteet. Säteilyn vaikutuksesta bipolaarisen transistorin virtavahvistus, vuotovirrat ja kyllästysjännite muuttuvat. Virtavahvistus pienenee ionisaation aiheuttamien vuotovirtojen kasvun vuoksi.

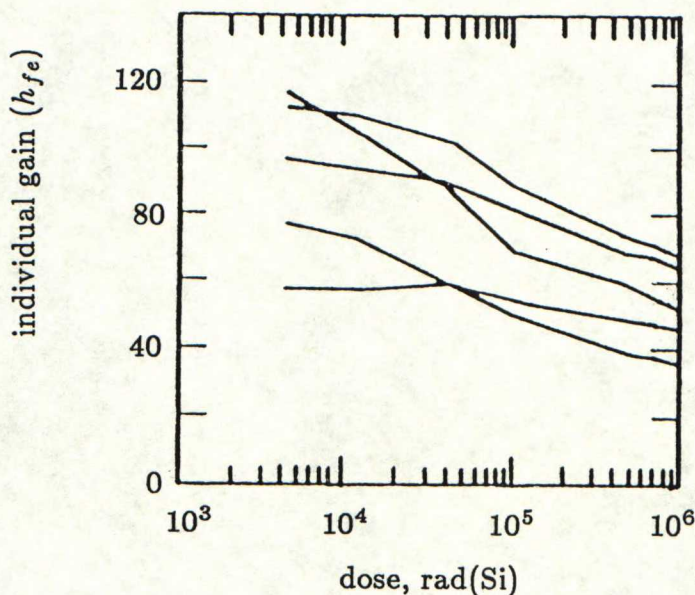


Kuva 6.1 Ionisoivan säteilyn annoksen tasoja, joilla merkittäviä pysyviä vaurioita alkaa esiintyä eri teknologioilla valmistetuissa puolijohdekomponenteissa [17].



Kuva 6.2 34:n 2N2222A-transistorin virtavahvistuskertoimen keskimääräinen muutos annoksen funktiona kahdella kollektorivirran arvolla ($V_{CE} = 20$ V) [19].

Bipolaaritransistoreissa esiintyviä säteilystä johtuvia ilmiöitä on kolmea eri tyyppiä. Ensimmäinen on pintailmiöt, mikä tarkoittaa ionisoitumista oksidikerroksissa. Toinen on kidevirheiden syntyminen, mikä heikentää varaustenkuljettajien liikettä. Kolmas on transienttimaiset ilmiöt, jolloin puolijohdemateriaaliin syntyy valovirtoja [17]. Kuvissa 6.2 ja 6.3 on esitetty ominaisuuksien muuttuminen säteilyannoksen funktiona kahdelle eri transistorityypille.

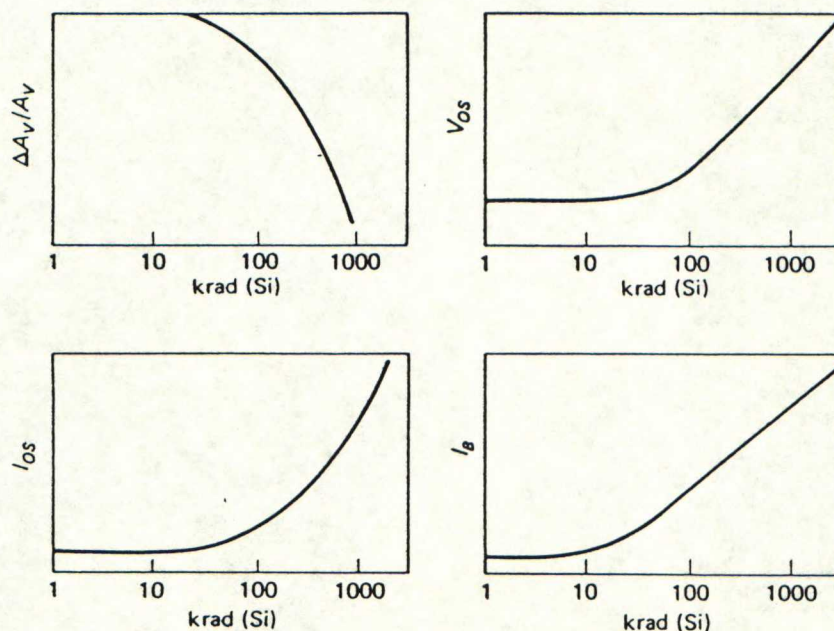


Kuva 6.3 5:n 2N2012-transistorin virtavahvistuksen muutos annoksen funktiona, kun transistorit on valmistettu saman päivän aikana eri kiekkoilta [19].

Useimmat TTL-piirit toimivat spesifikaatioiden mukaan vielä 1 Mrad(Si):n annoksilla. ECL-piirit eivät voitu edes 10 Mrad(Si):n annoksista. Lineaariset bipolaariset integroidut piirit ovat melko kestäviä säteilyä vastaan. Tulosiirrosjännite- ja virta, tuloesivirta ja avoimen silmukan jännitevahvistus ovat operaatiovahvistimien ja komparaattoreiden säteilylle alttiita parametrejä. Näissä tapahtuu muutoksia noin 10 krad(Si):n annoksilla. Biasvirran muutos on suurempi kuin muiden parametrien (kuva 6.4) [17].

Bipolaariset regulaattori- ja vahvistuspiirit menettävät tarkkuuttaan avoimen silmukan vahvistuksen pienentyttyä. Radiotaajuiset bipolaariset lineaari- ja vahvistuspiirit ovat puolestaan varsin kestäviä, sillä vasta 100 krad(Si) aiheuttaa havaittavia muutoksia [17].

Mikroaaltodiodit ovat säteilykestäviä. Niiden useimmat parametrit ovat muuttumattomia Mrad(Si) annoksiin asti ja 10 Mrad(Si) tasolla muutokset ovat vielä pieniä [17].



Kuva 6.4 Lineaaristen bipolaaristen integroitujen piirien avoimen silmukan jännitevahvistuksen A_v , tulosiirrosjännitteen V_{os} , tulosiirrosvirran I_{os} ja tuloesivirran I_b muutos annoksen funktiona [19].

Liitoskanavatransistori on hyvin säteilynkestävä. JFET:in toiminta perustuu enemmistövarauksenkuljettajien liikkeeseen vahvasti seostetussa kanavassa ja virta kulkee kaukana rajapinnoista. Siksi rajapintailmiöt eivät pääse vaikuttamaan haitallisesti suurillakaan säteilyannoksilla. Useimmissa sovelluksissa JFET:it ovat säteilynkestäviä 10 Mrad(Si):n annokseen asti [17].

Galliumarsenidi on sopiva materiaali säteilynkestäviin komponentteihin. Komponenttien toiminta säilyy aina 10 Mrad(Si):n tasolle. Tarkkoja lukuja kuitenkin HEMT:ien säteilynkestävyydelle ei ole olemassa.

Passiiviset komponentit ovat puolijohdekomponentteihin verrattuna kestävämpiä säteilyn vaikutuksille. Radioastronin lennolla säteilyannokset tulevat olemaan siinä määrin pieniä, että tarkastelussa riittää, että rajoitutaan herkimpien puolijohdepiirien (CMOS) säteilynkeston tarkistukseen.

6.3 Vastaanotinyksikön säteilysuojaus

Säteilyä absorboimaan tarvitaan tietty massa pinta-alalle. Suojauksen lisäämisen vaikutus annokseen on sitä vähäisempää, mitä suurempi on suojauspaksuus. Tämä johtuu jarrutussäteilyn ominaisuuksista. Siksi lisäsuojauksen merkitys 4 mm alumiinisen suojauskerroksen jälkeen on mitätön [17].

Säteilysuojauksen vastaanotinyksikön sisällä tulisi olla CMOS-piirejä varten mitoitettu. Toisaalta voitaisiin käyttää erillistä lisäsuojausta herkimmille komponenteille, mikäli kotelon suoja ei riitä. Koska suojausta on jo focal container'in seinämässä niin paljon, ei ohut lisäsuojaus kuitenkaan toisi merkittävää parannusta.

Vastaanotinyksikölle tulee luvun 2.3 mukaan suojausta 3 g/cm^2 , mikä vastaa 11 mm alumiinia ($\rho = 2700 \text{ kg/m}^3$). Tällöin saadaan kokonaisannokseksi toimint aikana 960 rad. Kun tähän lisätään vastaanottimen kuoren paksuus, saadaan kokonaispaksuudeksi joka suuntaan vähintään 14 mm alumiinia ja annos vain jonkin verran pienemmäksi. Säteilynvaimennukselle ei vastaanotinyksikön kannalta ole siis tehtävissä juuri mitään, vaan elektroniikan on kestävä tämä annos.

Tyypilliset vikaantumisannokset CMOS:lle ovat 5 - 30 krad(Si) . Säteilynkestävälle (radiation hardened) CMOS-komponenteille valmistajat lupaavat 100 krad:n luokkaa olevia kestävyyskiä ja näitä piirejä voidaan käyttää vastaanotimessa [17]. Poikkeuksen tekee AD-muunninpiiri, jonka tarkkaa säteilynkestoa ei ole tiedossa.

Säteilysuojauksen osalta voidaan katsoa, ettei mihinkään erityisiin säteilynsuojustoimenpiteisiin tarvitse ryhtyä.

6.4 Komponenttien valintakriteerit

Komponenttien luotettavuus voidaan parhaiten varmistaa käyttämällä vain eri avaruusjärjestöjen tai vastaavien testaamia ja suosittamia komponentteja. ESA: ylläpitää kahta komponenttiluetteloa: laadunvarmistusosaston Preferred parts List, (PPL) [20] ja avaruuskomponenttien koordinoitiryhmän Qualified Parts List, (QPL) [21]. NASA:lla on olemassa NASA MIL-STD-975 Standard Electrical and Electromechanical Parts List. Ongelmana näiden pohjalta tehtävässä komponenttivalinnassa on niiden pieni koko ja uusimpien komponenttien puuttuminen niistä. Komponenttien tulee olla vuosia markkinoilla ennen kuin ne kelpuutetaan luetteloihin [22].

Jotta yksittäinen komponentti voidaan kelpuuttaa johonkin em. luetteloon, sen täytyy läpäistä asiaan kuuluvat tyyppi- ja tuotantotestit sekä täyttää muut vaatimukset. Puolijohdekomponenttien tuotantotestauksessa käytetään yleensä MIL-STD-883-säännöstöä ja avaruussovelluksissa erityisesti sen tiukinta luokitusta S. ESA:lla on käytössä oma SCC-säännöstö, jonka mukaan hyväksyminen listaan tapahtuu [22].

Komponenttien löytyminen ESA:n tai NASA:n joltakin listalta ei vielä takaa sen käyttökelpoisuutta avaruuslaitteissa, koska niiden kelpoisuusvaatimuksissa ei oteta huomioon ionisoivaa säteilyä. Laitteen ja sen yksittäisten komponenttien saama säteilyannos on arvioitava jokaisen lennon kohdalla erikseen, koska

säteilyolosuhteet riippuvat radasta ja lentoajasta [22]. Radioastronin tapauksessa säteily ei aiheuta erityistoimenpiteitä komponenttivalinnan eikä säteilysuojauksen suhteen, kuten luvussa (6.3) jo todettiin.

6.5 Luotettavuuslaskennan käsitteitä

Laitteen kokonaisluotettavuus P_{tot} , joka on todennäköisyys sille, että laite kestää tietyn mittaisen käytön tietyissä olosuhteissa, koostuu kolmesta tekijästä [7]:

$$P_{tot} = P_d P_c P_f , \quad (6.1)$$

missä P_d = suunnittelun luotettavuus
 P_c = komponenttien luotettavuus
 P_f = valmistuksen luotettavuus.

Vika-analyysissä MIL-HDBK-217:n [15] mukaan ei kuitenkaan huomioida kuin komponenttien luotettavuus ja valmistuksen luotettavuus liitosten (esim. juotos) osalta.

Kullakin komponentilla on oma vikataajuutensa (failure rate) λ_p , joka riippuu mm. komponentin lämpötilasta, kuormituskertoimesta (derating factor), käyttöjännitteestä jne. Vikataajuuden käänteisluku ilmaisee keskimääräisen vikaantumisvälin, ja siitä käytetään merkintää MTBF (mean time between failures). Kun vikataajuus oletetaan vakioksi toiminta-aikana, pätee luotettavuuden ja vikataajuuden välillä

$$P = e^{-\lambda_p t} , \quad (6.2)$$

missä t = aika.

Kun kaikkien komponenttien vikataajuudet ja toiminta-aika tunnetaan, voidaan laskea laitteen komponenttien kokonaisluotettavuus P

$$P = \prod_{i=1}^n P_i , \quad (6.3)$$

missä P_i on i :nnten komponentin luotettavuus. Tässä ei oteta huomioon järjestelmävarmennuksen tuomaa parannusta luotettavuuteen. Mikäli käytössä on n kpl varmennettuja yksiköitä, on näiden muodostaman järjestelmän kokonaisluotettavuus yksittäisten yksiköiden luotettavuuksien ”rinnankytkentä”:

$$P = 1 - \prod_{i=1}^n (1 - P_i) . \quad (6.4)$$

MIL-HDBK-217:ssa [15] annetaan ohjeet komponenttikohtaisen vikataajuuden laskemiseksi. Siinä on vikataajuuden määrittäysmallit erityyppisille monoliittipiireille, erillispuolijohteille, vastuksille, kondensaattoreille liittimille jne. Parametreinä malleissa ovat π -kertoimet, jotka välittävät tiedon komponentin

laatuluokituksesta (π_Q), ympäristöstä (π_E), toimintalämpötilasta (π_T), jännitteen kuormituskertoimesta (π_V) jne. Lisäksi mallien parametreinä ovat C-kertoimet, jotka ovat riippuvaisia piirin monimutkaisuusasteesta. Esimerkiksi monoliittisille bipolaari- ja MOS-lineaaripiireille vikataajuusmalli on (MIL-HDBK-217D)

$$\lambda_p = \pi_Q [C_1 \pi_T \pi_V + (C_1 + C_3) \pi_E] \pi_L$$

missä λ_p = vikataajuus, vikaa / 10^6 h.

6.6 AD-muunninkortin luotettavuustarkastelu

Koska AD-muunninkortin lopullinen versio ei ollut vielä valmiina, luotettavuusanalyysi tehtiin prototyyppivaiheessa olevalle piirikortille. Analyysi tehtiin ELCOM-ohjelmalla, joka on periaatteessa automatisoitu MIL-HDBK-217E. ELCOM:in etuna manuaaliseen laskentaan on vaivattomuus, nopeus, virheiden karsiutuminen ja parametrien muuteltavuuden helppous. Ohjelma vaatii toimiakseen ELBASE-tietokantaan tallennetut komponenttitiedot, joiden mukaan ohjelma muokkaa näistä luotettavuusparametrit ja laskee sitten vikataajuuden ja MTBF:n. Lisäksi saadaan yksittäisten komponenttien vikataajuudet ja kunkin suhteellinen osuus koko vikataajuudesta.

Komponentit, joita ei löytynyt valmiina (suurin osa) ELBASE-tietokannasta, jouduttiin itse mallittamaan. Riippuen komponenttiryhmästä, joudutaan antamaan erilaisia komponentteja koskevia tietoja, kuten IC-piireistä kotelomateriaali, kotelon tiivistys, sirun kiinnitystapa, piirityyppi (MOS-bipolar) transistorien määrä, bittien määrä, lämpöresistanssi sirusta, maksimihäviöteho jne. Tällöin monesti ongelmana oli se, että valmistajien datalehdistä löytyvä tieto oli vajavaista moneltakin osin, ja arvoja jouduttiin arvaamaan tai soveltamaan lähinnä vastaavan piirityypin tietoja. Laatuluokituksessa pääoletuksena oli QPL-listasta löytymätön komponentti, joka muuten on testattu avaruuskäyttöön soveltuvaksi.

AD-muunninkortin syötetiedosto komponentteineen ja ympäristöolosuhteineen on liitteessä VI ja ELCOM:n tekemä tulostiedosto liitteessä VII. Mallin mukaan kortin MTBF oli 62,6 vuotta, kun ulkoinen lämpötila oli $+40^\circ\text{C}$. Kun lämpötilaa nostettiin $+50^\circ\text{C}$:een, laski MTBF 36,8 vuoteen. Vastaavasti ulkoisen lämpötilan ollessa alhaisempi $+30^\circ\text{C}$ saatiin MTBF 100,7 vuotta.

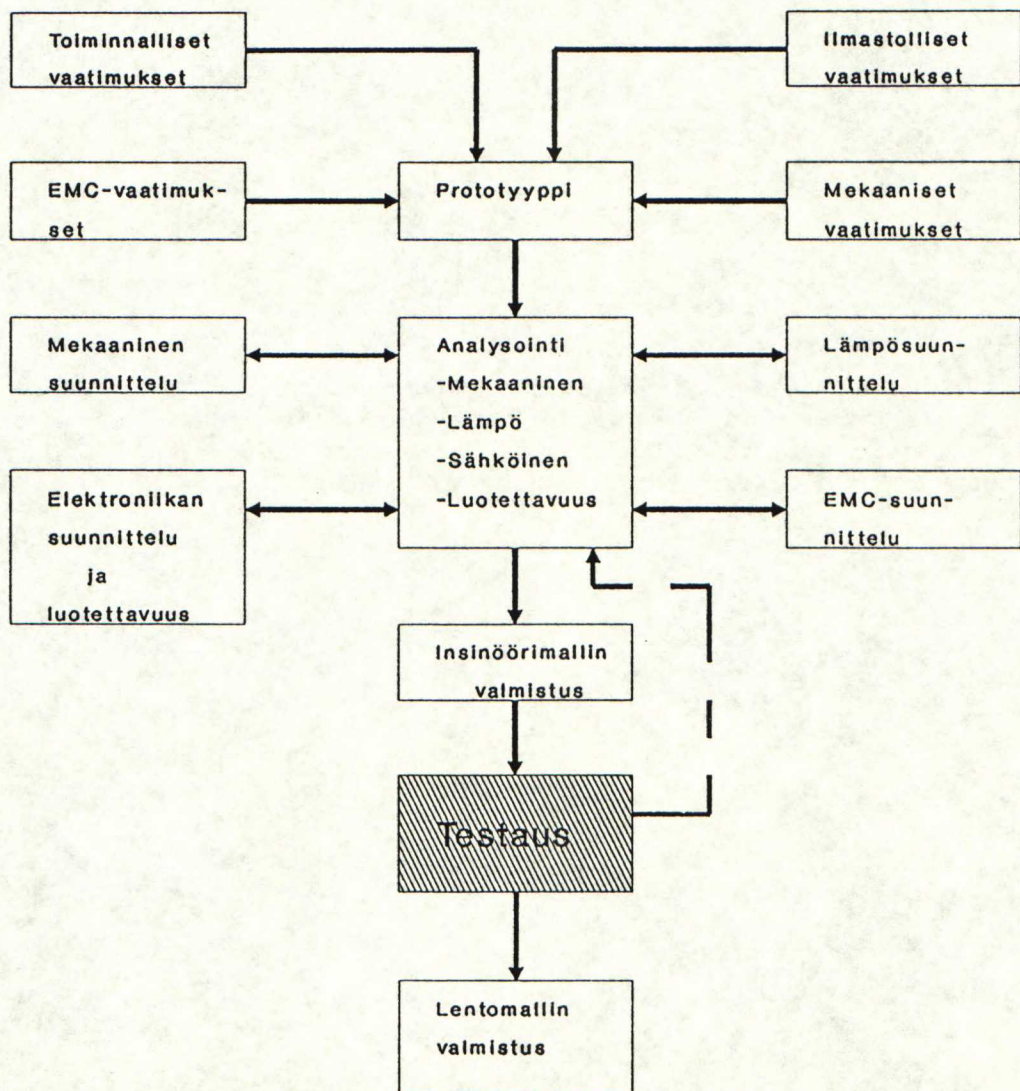
Myös komponenttien kuormituskertoimilla havaittiin olevan oleellinen vaikutus luotettavuuteen: mitä pienempi kuormitus, sitä viileämpänä komponentti toimii ja sen MTBF kasvaa jyrkästi. Eräänä kokeena tehtiin ajo, jossa vallitsi muuten samat olosuhteet kuin liitteen VI mallissa, mutta regulaattoreita kuormitettiin 90 %:lla maksimihäviötehosta. Tällöin niiden lämpeäminen oli niin voimakasta, että se laski kortin MTBF:n luokkaan 1 vuosi.

Mikäli luotettavuus kortin osalta ei ole riittävä, nähdään mallin avulla helposti, missä on lähdettävä tekemään parannuksia. Tällöin tulevat kyseeseen

IC-piirien karsinta, uudelleen valinta tai mitoitus. Näin tullee käymään, sillä prototyyppiversiota on tarkoitus yksinkertaistaa ja poistaa siitä jotkut piirit tarpeettomina. Huomattava on myös käsin tehtyjen juotosten suuri osuus vikataajuudessa. Malli antaa käsin tehdyille juotoksille huonoimman luotettavuuden, mutta se on kuitenkin avaruustekniikassa ainoa hyväksytty ratkaisu. Mikäli luotettavuutta tarvitaan edelleen lisää, on lähdettävä parantamaan vikasietoisuutta esim. vaihtovarmennusmenetelmällä.

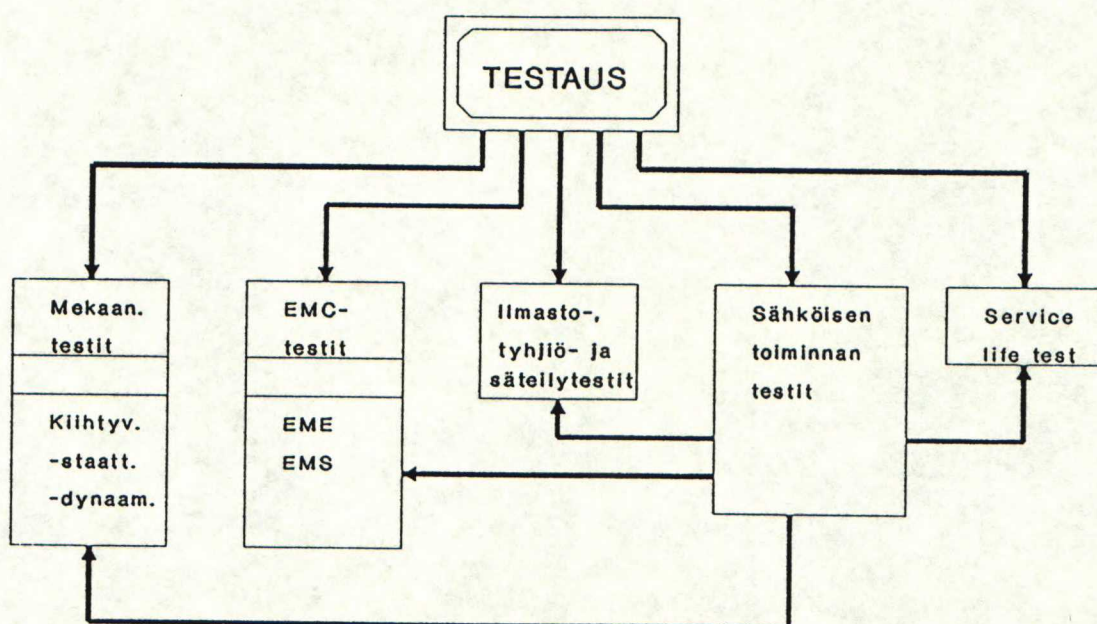
7 TESTAUSMENETELMÄT JA -LAITTEET

Avaruuslaitteiden suunnittelun alkuvaiheessa pyritään palaamaan uuden tiedon kanssa uudelleensuunnitteluun niin monta kertaa, että insinöörimalli olisi lopullisesti valmis tai kustannuksiltaan optimoitu testausvaiheen alkaessa. Kehitystyötä ja testauksen sijoittumista siihen on havainnollistettu kuvassa 7.1. Avaruuskelpoisuustestien tarkoituksena on, että ne mahdollisimman tehokkaasti pyrkisivät paljastamaan niitä heikkouksia, jotka suunnitteluvaiheessa ovat mahdollisesti jääneet huomaamatta. Jos testauksessa epäonnistutaan, tehdään uudelleensuunnittelua ja testataan uudestaan (kuva 2.1). On kuitenkin projektin aikataulun ja kustannusten kannalta epäedullista, jos testien jälkeen joudutaan vielä palaamaan suunnittelupöydän ääreen. Kun insinöörimallin testaus on saatu päätökseen, aloitetaan varsinaisen lentomallin rakentaminen.



Kuva 7.1 Avaruuslaitteiden kehityskaari. Testausvaihe alkaa, kun insinöörimalli on saatu valmiiksi.

Vastaanottimen avaruuskelpoisuuden selvitykseen liittyvä testaus voidaan jaotella eri alueisiin. Radioastronin tapauksessa nämä ovat fysikaaliset mittaukset, sähköisen toiminnan testaus, EMC-testaus (= sähkömagneettisen yhteensopivuuden testaus), mekaaninen testaus ja toimintaolosuhteita jäljittelevä kesto-testi (service life test), kuva 7.2. Radioastronin kohdalla luotettavuuden ja säteilysieto-ominaisuuksien selvittämiseen riittävät laskelmat. Jaottelu vastaa pääkohdiltaan esim. ESA:n testejä.



Kuva 7.2 Testauksen osa-alueet.

Avaruuskelpoisille laitteille tehtävät testit ovat vaativia eivät pelkästään testattavan laitteen, vaan myös testauslaitteiston osalta. Testauslaitteiston on luotettavasti ja tarkasti kyettävä luomaan avaruuskäyttöä vastaavat laukaisun ja ratavaiheen aikaiset olosuhteet. Seuraavassa on siten esitelty testausperusteiden lisäksi myös avaruuskelpoisuustesteissä yleisesti käytettävää erikoisempaa välineistöä, jota tarvitaan kaiken muun konventionaalisen mittauslaitteiston ja -elektronikan lisäksi.

7.1 Mekaaninen testaus

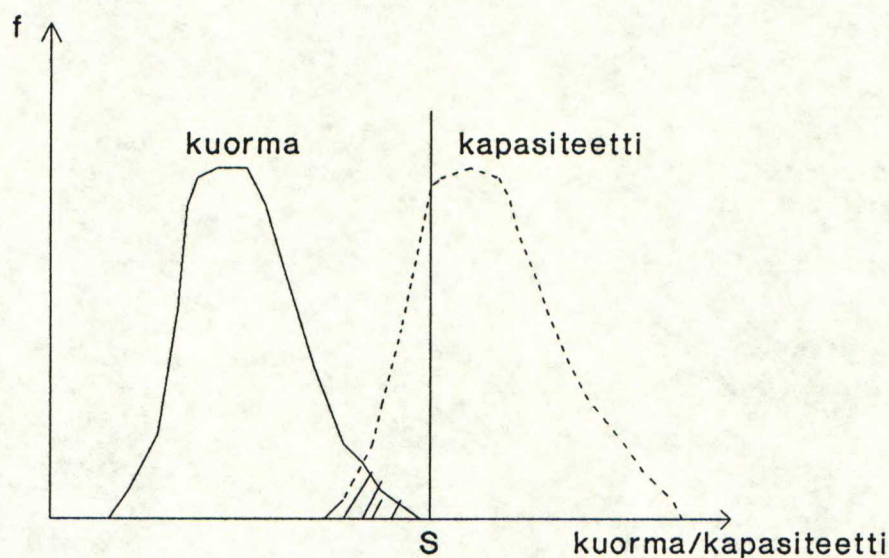
Avaruuslaitteiden pääasiallinen mekaaninen rasitus aiheutuu kantoraketin tärinästä ja akustisesta paineesta lähdön aikana. Tämä vaihe kestää enintään kymmeniä minuutteja. Ratavaiheen aikana rasitukset ovat olemattomat, mutta periaatteessa tällöin on olemassa meteoriittien törmäysvaara ja satelliitin asennonkorjauksesta aiheutuvat mekaaniset vaikutukset. Asennon säädöstä aiheutuvat rasitukset ovat kuitenkin minimaaliset ja meteoriittien suuret nopeudet tekevät niiltä suojautumisen vaikeaksi. Mekaaninen testaus perustuu näin ollen lähdön aikaiseen rasitukseen, kuten "Blue Book":in [1] antama testausproseduurikin antaa ymmärtää.

Lähdön aikainen rasitus koostuu lineaarisesta kiihdytyksestä, joka on luokkaa 4 g, ja dynaamisesta satunnaisesta tärinästä, jonka amplitudi voi olla vaiheen räjäytyksen yhteydessä kymmeniä g:tä. Akustinen paine voi kohota 140 - 150 dB:n lukemiin. Jotta testaus kuvaisi mahdollisimman hyvin todellista tilannetta, tehdään siinä jaottelu sinimuotoisiin ja satunnaisiin värähtelyihin sekä dynaamisiin iskuihin.

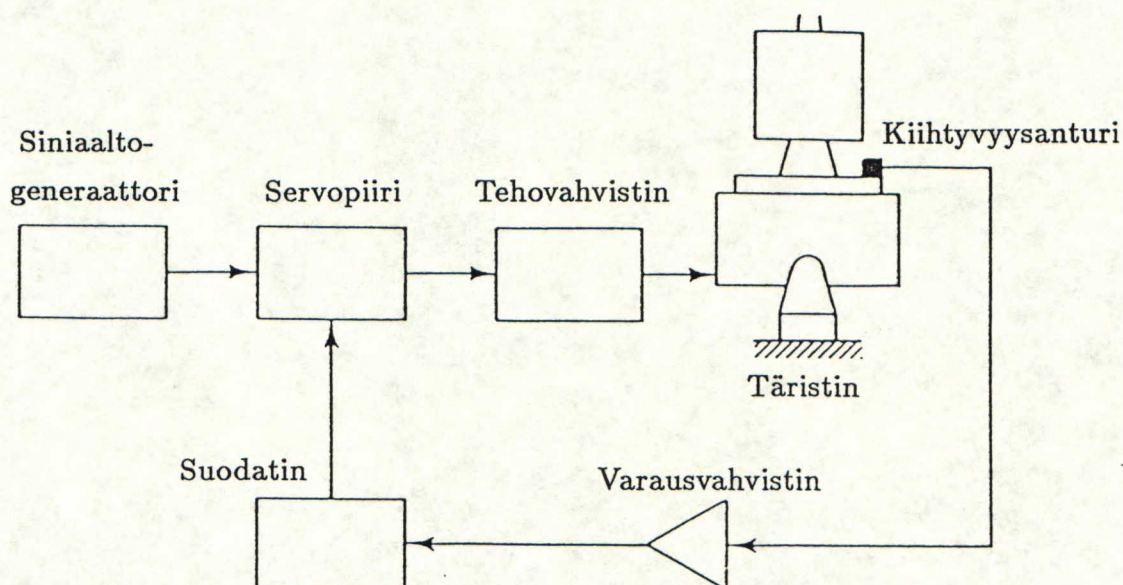
Avaruuslaitteiden mekaanisen rasituksen kestoa testattaessa on huomattava, että testirasitusten tulee olla tietyn varmuuskertoimen verran suurempia kuin odotettavissa olevat lennon aikaiset rasitukset. Periaatteessa on kysymys kuorma-kapasiteettiajattelusta, kuva (7.3), jossa testin läpäisseen laitteen kestävyys on jossain testipisteen oikealla puolella. Mikäli lennolle lähtevää laitetta ei testata, niin sen kapasiteettia ei täydellä varmuudella tiedetä. Kapasiteetilla on joku jakauma (kuvassa 7.3 katkoviiva), joka saattaa olla päällekkäin rasituksen kanssa (varjostettu alue kuvassa 7.3), jolloin on olemassa mahdollisuus, että juuri lennolle lähtevä laite ei kestä rasitusta. Toisaalta mikäli lentävä laite testataan, niin se voi tietysti piilevästi heikentyä testissä ja vikaantua sitten lennon aikana [10]. Tämä on huomioitava lentomallin testejä suunniteltaessa. Radioastronin tapauksessa kuormituksia alennetaan lentomallin testauksessa sopiviksi katsotuilla kertoimilla luvun 2 vaatimusten mukaisesti.

Kuorman ja kapasiteetin jakauma täytyy tuntea, jos halutaan määrittää kvantitatiivinen luotettavuusarvo, joten yhdellä testillä sitä ei voida tehdä. Testauksen filosofiana onkin selvien heikkojen kohtien etsiminen ja korjaaminen ja jos laite läpäisee testin, uskotaan sen myös kestävän varsinaisen lennon. Suorittamalla testi suuremmalla rasituksella saadaan suurempi varmuus laitteen kestävydestä [10].

Mekaanisia testejä tehdään erityisellä sähkömekaanisella tärstimellä, jota ohjataan joko sini- tai kohinageneraattorilla, kuva 7.4 [8, kuva 4.46]. Takaisinkytkentä on järjestetty, jotta amplitudin säätö saadaan tarkaksi. Tällainen täristin on Suomessa ainakin VTT:n telelaboratoriossa. Iskutesti suoritetaan iskuvasaralla ja kiihtyvyys mitataan varausvahvistimella varustetulla pietsosähköisellä anturilla. Yksittäisen rasituksen jälkeen laitteelle tehdään sähköisen toiminnan testaus ja ulkoinen tarkastus, joilla mahdolliset vauriot havaitaan. Resonanssit



Kuva 7.3 Kuorma-kapasiteetti -käyrät, testaus rasituksella S . Testin läpäisevän laitteen kestävyys on jossain S :n oikealla puolella, mekaanisen luotettavuuden laskemiseksi tarvittaisiin kuitenkin tieto kuorman ja kapasiteetin jakaumasta [10].



Kuva 7.4 Täristystestauksen periaate.

voidaan havaita eri kohtiin asennettujen kiihtyvyyssantureiden vaihe-eron muuttumisena tai huojuntana, mikä voidaan nähdä myös stroboskoopilla.

Staattinen kiihtyvyys luodaan sentrifugilla. Sen aikaansaamalle kiihtyvyydelle pätee

$$a = \frac{v^2}{r} , \quad (7.1)$$

missä r on sentrifugin säde ja v ratanopeus etäisyydellä r . Radioastronille tehtävät staattisen kiihtyvyyden testit joudutaan tekemään IKI:ssä, koska sopivaa testilaitteistoa ei ole Suomessa.

7.2 EMC-testaus

Satelliitissa on yhtäaikaa käytössä runsaasti erilaista elektroniikkaa: voimakkaita lähettämiä, herkkiä vastaanottimia, nopeita digitaalipiirejä, hakkurivirtalähteitä jne. Jotta näiden kaikkien laitteiden toiminnan häiriöttömyys voitaisiin taata, tarvitaan järjestelmällinen EMC-suunnittelu ja -testaus (EMC = electromagnetic compatibility = sähkömagneettinen yhteensopivuus). EMC-testit kuvaavat sitä sähkömagneettista ympäristöä, johon avaruuslaitteet oletettavasti tulevat joutumaan käytön aikana. Vaatimuksena on, että laite ei saa aiheuttaa liikaa häiriötä ympäristölleen eikä se vastaavasti saa liikaa häiriintyä ympäristön häiriöistä. Näiden ominaisuuksien testaamiseksi tehdään jako kahtia: EMS:ään ja EME:en (= electromagnetic susceptibility / emission = sähkömagneettisten häiriöiden sieto ja emissio), kuva 5.1.

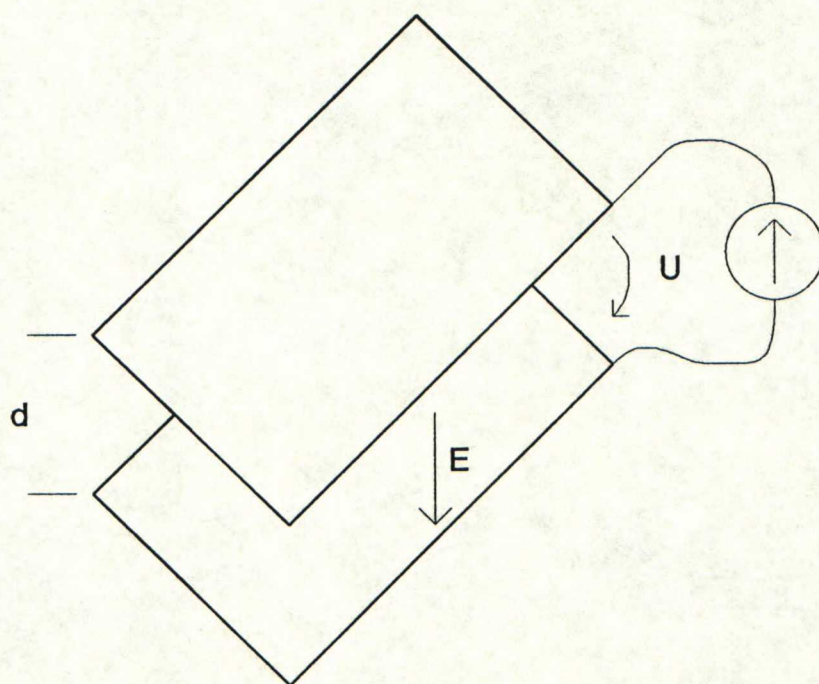
7.2.1 EMS-testaus

EMS-testauksessa laite altistetaan sähkö-, magneetti- ja sähkömagneettisen kentän sekä häiriövirtojen ja -jännitteiden vaikutuksille ja samalla mitataan laitteen sähköistä toimintaa, jossa ei saisi esiintyä virheellisyyksiä - ainakaan tiettyä rajaa enempää.

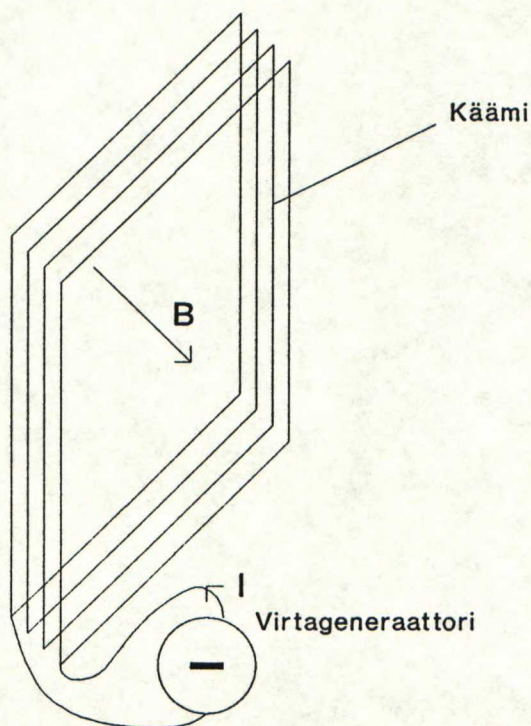
Sähkökentän luomiseen voidaan käyttää alhaisilla taajuuksilla kahta vastakkain asetettua levyä, joihin johdetaan häiriötaajuinen jännite, kuva 7.5. Kentänvoimakkuus levyjen välissä on

$$E = U/d , \quad (7.2)$$

missä U on syötettävä jännite ja d levyjen välimatka.



Kuva 7.5 Häiritsevän sähkökentän kehittäminen kahden levyn väliin.

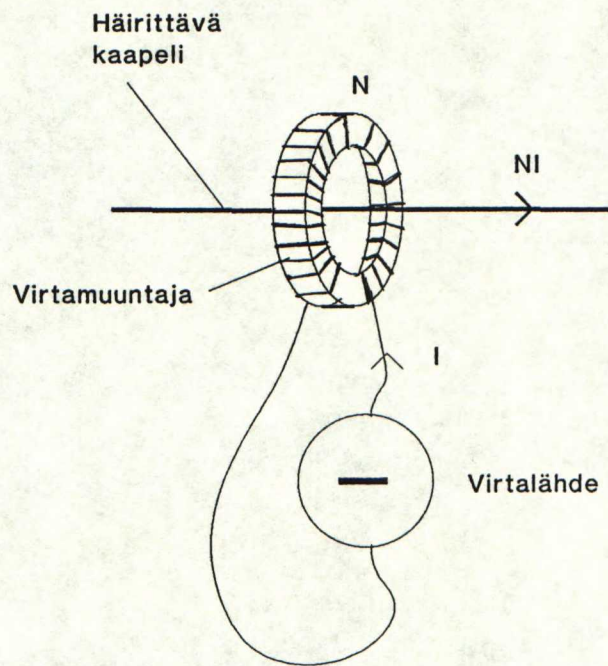


Kuva 7.6 Häiritsevän magneettikentän luominen Helmholtzin keloilla.

Häiritsevä magneettikenttä puolestaan saadaan aikaan alhaisilla taajuuksilla (alle 200 kHz) Helmholtzin keloilla, joihin johdetaan häiriötaajuinen virta, kuva 7.6 [23]. Kenttää voidaan mitata pienellä silmukalla aivan testattavan laitteen kohdalta ja takaisinkytkennällä säätää kenttä asetusarvoonsa.

Sähkömagneettisen kentän synnyttäminen on mahdollista laajalla taajuusalueella. Siinä käytetään 100 - 1000 MHz:n taajuuksilla dipoleita tai yagi-antenneita ja suuremmilla taajuuksilla torvi- tai heijastinantenneita.

Kaapeleihin syötettäviä häiriövirtoja (johtuvien häiriöiden sieto, CS) kehitetään virtamuuntajalla, jonka läpi testattavan laitteen kaapeli tai yksittäinen johdin kulkee, kuva 7.7. Häiriövirta voidaan synnyttää joko ero- tai yhteismuotoisena ja taajuudessa päästään kymmeniin megahertseihin.



Kuva 7.7 Häiriövirran kehittäminen johtimeen.

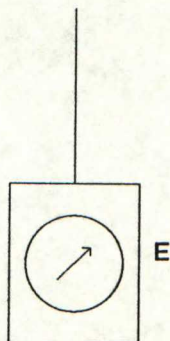
7.2.2 EME-testaus

Laitteen emittoimia häiriöitä ovat sähkö-, magneetti- ja sähkömagneettinen kenttä sekä kaapeleita pitkin johtuvat häiriöjännitteet ja -virrat.

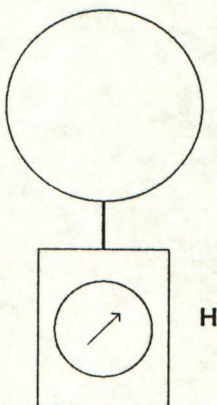
Sähkökenttää mitataan lyhyellä sauva-antennilla, jonka perässä on suuri-impedanssinen vahvistin, kuva 7.8. Taajuusalue voi ulottua sadan megahertsin suuruusluokkaan.

Emittoituva magneettikenttä voidaan mitata silmukka-antennilla, kuva 7.9.

Silmukka voi olla viritetty rinnakkaiskondensaattorilla resonanssiin, jolloin saadaan herkempi mittari, mutta tällöin voidaan toimia vain pistetaajuudella. Taajuusalue on rajoittunut satoihin kilohertzeihin.



Kuva 7.8 Emittoituvan sähkökentän mittauksessa käytettävä lyhyt sauva-antenni.



Kuva 7.9 Emittoituvan magneettikentän mittauksessa käytettävä pieni silmutta-antenni.

Suurmmilla taajuuksilla voidaan pitäytyä kaukokenttäapproksimaatiossa ($Z = 377 \Omega$), ja tällöin riittää kun mitataan sähkömagneettinen kenttä. Mittauksessa sopivia antennoja ovat dipolit, torvet jne., kuten EMS-mittauksissakin. Johtuvia häiriövirtoja mitataan käänteisesti EMS-mittaukselle käyttäen virtamuuntajaa ja spektrianalysaattoria.

Mittauksissa esille tulevat häiriöt on usein tarpeen jaotella kapea- ja leveäka-

taisiin. Radiolaitteet kehittävät yleensä pistetaajuisia signaaleja. Sensijaan digitaalisia signaaleja käsittelevät piirit synnyttävät enimmäkseen laajakaistaisia häiriötyyppejä ja tällöin on hyödyllistä mitata häiriösuure kaistanleveyttä kohti (esim. $\text{dB}\mu\text{V}/\text{MHz}$).

7.3 Muu laitteisto

Muita testauksessa tarvittavia laitteistoja ovat ilmastotesteissä tarvittavat tyhjiö- tai ylipaineastiat, lämpökaapit, ja sähköiseen liityntään tarvittavat mitauslaitteet ja -tallentimet.

Ilmastolla ymmärretään niitä fysikaalisia olosuhteita joihin avaruuslaite tulee toiminnan, kuljetuksen ja varastoinnin aikana joutumaan. Tällöin mm. paineella, lämpötilalla, painottomuudella ja säteilyllä on kullakin omat vaikutuksensa laitteen toimintoihin. Näitä odotettavissa olevia olosuhteita simuloidaan ilmastotesteillä, jonka aikana laite voi olla testistä riippuen joko virrattomana tai normaalissa toiminnassa. Radioastronin tapauksessa tarvitaan vastaanotinyksikölle hieman avaruuslaitteille totutusta poikkeava testijärjestely, sillä yksikkö toimii ilmalla paineistetussa tilassa (focal container).

Hyvään lämpötyhjiötestauspaikkaan kuuluu tyhjiökammio, jonka sisällä on keinoaurinko ja muu osa sisustasta on jäähdytetty lähelle avaruuden 3 K:n taustasäteilyä. Jos yksittäinen laite tulee auringolta suojaan, kuten Radioastronin vastaanottimet, säästytään tämänkaltaisilta testausjärjestelyiltä. Testattavaksi jäävät tällöin lähinnä paine- ja lämpötilaolosuhteiden vaikutukset, kuten mekaaniset jännitykset ja materiaalien höyrystyminen (outgassing).

Elinikätesteissä joudutaan laite pitämään käytössä useita kuukausia, ja tällöin tarvitaan automaattinen ohjaus- ja mittausjärjestely. Radioastronin sähköisen toiminnan mittaukseen rakennetaan testilaitte, joka simuloi satelliittia sähköisiltä ominaisuuksiltaan. Testilaitteeseen tehdään myös liityntämahdollisuus edellisen kaltaiselle automattiselle mittausjärjestelylle.

8 TESTAUSOHJELMA

Radioastronin tieteellisille laitteille testausvaatimuksia on esitetty ”Blue Book”-sa [1] ja esimerkiksi mekaanisista testeistä on valmiiksi esitetty testausarvot. Tiivistelmä malleille suoritettavista testeistä on viitteessä [5]. IKI:n testausohjeet ovat tyypiltään samankaltaisia kuin länsimaiset esim. ESA:n käyttämät. Koska vastaanotin kuitenkin sisältää runsaasti sellaisia toimintoja, joita ei ole voitu etukäteen tietää, on näiden testaamiseksi jouduttu itse suunnittelemaan testausehdotuksia, jotka ennen testausohjelman aloittamista on hyväksyttävä IKI:ssä. Myös käytettävissä olevat testausmahdollisuudet rajoittavat alkupe-
räisten vaatimusten toteuttamista.

Kaikkein mittavin testausohjelma suoritetaan insinöörimallille, sillä itse lentomallia ei pidä altistaa pitkäaikaisille kestotesteille, koska tämä aiheuttaisi vanhenemisilmiöitä. Kun insinöörimalli on saatu testattua, aloitetaan lentomallin rakentaminen. Lentomallin testaus tapahtuu samaan tapaan kuin insinöörimallille, mutta rasituksia on kevennetty kohdan 2.1.3 huomautuksen mukaisesti ja elinikätesti jätetään pois. Lentomallin toimivuuteen luotetaan näin suurelta osin insinöörimallista saatujen testitulosten perusteella. Näin voidaan tehdä, sillä insinöörimalli ja lentomalli ovat keskenään identtiset. Tämän työn tekemisen aikaan ei lentomallin testaus ole vielä ajankohtainen eikä siihen olla saatu tarkempia ohjeita, minkä vuoksi tässä käsitellään vain insinöörimallin testausta.

Testausohjelmien osalta on selostettu ainoastaan valmistajan vastaanottimelle tekemät testit. Testausohjelman laadinta perustuu ”Blue Book”:iin [1], 4/89 kokousmuistion liitteisiin [24],[25], 10/89 ja 11/89 kokousmuistioihin [3],[4], ESTEC:in IKI:lle esittämiin testausraportteihin [26-30], 5/90 kokouksen alustaviin keskusteluihin sekä laiterakentajien arvioihin. Testausohjelma ei sisällä etukäteen mitään tarkkoja testausta koskevia yksityiskohtia vaan ne raportoidaan testauksen aikana.

Koko testausohjelma on esitetty tiivistettynä alla.

- 100 h lämmitysjakso
- Fysikaaliset mittaukset
- Termostaatin testaus
- Täydellinen toiminnallinen testi
- EMC-testi
- Mekaaninen testaus
- LNA:n lämpötyhjiötesti
- Ilmastotesti

- Akustinen testaus (ei tehdä)
- Käynnistysvirran mittaus
- Oikosulkusuojauksen testaus
- Eristysvastustesti
- Luotettavuus (laskennallinen)
- Säteilyn sieto (laskennallinen)
- Elinikätesti (service life test)
- Täydellinen toiminnallinen testi

Testaus alkaa 100 h:n jaksolla, jolloin vastaanottimeen on virrat kytkettynä päälle. Tällä on tarkoitus paljastaa aivan yksinkertaisimmat ja karkeimmat viat ennen kalliita varsinaisia testausohjelmia. Tämän jälkeen seuraavat fysikaaliset mittaukset ja täydellinen sähköisen toiminnan testaus (functional test). Sitten tehdään EMC- ja mekaaninen testaus. Näitä testejä seuraa LNA:n lämpötyhjiötesti ja vastaanotinyksikön ilmastotesti. On huomattava, että LNA:lle ja vastaanotinyksikölle testausohjelma on hieman erilainen, koska niiden olosuhteet satelliitissa myöskin ovat erilaiset. Seuraavaksi tulevat tehon- ja virrankulutuksen mittaus, oikosulkusuojauksen tarkistus ja elinikätesti, joka on pitkäaikainen kestotesti. Useimpien testien yhteydessä tehdään lukuisia kertoja *lyhyt toiminnallinen testi*, jolla pystytään pikaisesti tarkistamaan laitteen toimivuus. Koko testausohjelman lopuksi tehdään täydellinen toiminnallinen testi kuten alussa.

Testauksen kulusta on laadittava raportti luvun 2.18.1 kohdan 10 mukaisesti. Mikäli testauksen aikana ilmenee toiminnan puutteita tai virheellisyyksiä, noudatetaan niitä ohjeita, jotka on annettu luvussa 2.11.8.

Ympäristölliset olosuhteet ovat aina normaalit ja vastaanottimen RF-sisäänmenot on päätetty 295 K:n kuormalla, ellei toisin ole ilmoitettu. Normaaleilla olosuhteilla tarkoitetaan :

- Lämpötila: 20 ± 5 °C
- Suhteellinen kosteus: < 80 %
- Paine: 1013 ± 50 mbar

8.1 Aloitusjakso

Aluksi vastaanotin kytketään toimimaan normaaliolosuhteissa 100 h:n ajaksi. Tällöin ei tehdä vielä mitään mittauksia. Tämän jälkeen aloitetaan varsinainen testausohjelma.

8.2 Fysikaaliset mittaukset

Fysikaalisilla mittauksilla selvitetään, täyttääkö vastaanotin annetut tai sovitut kohtien 8.2.1 - 8.2.3 spesifikaatiot. Vastaanottimen koordinaatisto on määritelty työpiirustuksessa.

8.2.1 Vastaanotinyksikkö

1. Ulkomitat:	340 x 178 x 179 mm ³
2. Massa:	6,5 kg ± 10 %
3. Massakeskipiste:	X = +161 mm ± 5 % Y = -78 mm ± 5 % Z = -80 mm ± 5 %
4. Inertiamomentit:	$I_{xx} = 103\,800 \text{ kgmm}^2 \pm 10\%$ $I_{yy} = 277\,600 \text{ kgmm}^2 \pm 10\%$ $I_{zz} = 286\,400 \text{ kgmm}^2 \pm 10\%$
5. Kotelon materiaali:	AlMg4.5Mn W28
6. Pinnoitemateriaali:	Chemical conversion coating, Iridite 14-2 kaikki pinnat paitsi tartuntapinta, coat Chemglaze Z306
7. Kokonaistartuntapinta-ala:	3750 mm ² ± 1 %
8. Tartuntapinnan tasaisuus:	±0,05 mm
9. Asennusreikien sijainti ja toleranssit:	Katso työpiirustusta, liite I
10. Emissiivisyys:	

8.2.2 LNA

1. Ulkomitat:	170 x 98 x 38 mm ³
2. Massa:	300 g ± 10 %
3. Kotelon materiaali:	AlMgSi1 F28
4. Pinnoitemateriaali:	Kiilloitettu kultaus
5. Kokonaistartuntapinta-ala:	2500 mm ² ± 1 %
6. Tartuntapinnan tasaisuus:	± 0,05 mm
7. Asennusreikien sijainti ja toleranssit:	Katso työpiirustusta ,liite I
8. Emissiivisyys:	< 0,04

8.2.3 Kaapelit

Kaapeleiden massojen tulee olla seuraavat:

- RF-kaapeli CH-1: $15,0 \pm 0,5$ g
- RF-kaapeli CH-2: $15,0 \pm 0,5$ g
- Kohinalähteen kaapeli: $30,2 \pm 0,5$ g
- DC-kaapeli: 213 ± 1 g

8.3 Termostaatin testaus

Pidetään vastaanotinta päällä $+5^{\circ}\text{C}$:n lämpötilassa ja käyttöjännitteen ollessa 24 ja 30 V mitataan stabiloidun elektroniikan lämpötila. Toistetaan sama, kun ulkoinen lämpötila on $+35^{\circ}\text{C}$. Testauksen aikana järjestetään ilman kierrätys puhaltimella. Stabiloitu lämpötila pitäisi olla jokaisessa mittauksessa 40 ± 1 °C (lämpötila-arvot voivat muuttua).

8.4 Toiminnalliset testit

Vastaanottimen sisältämiä lukuisia sähköisiä toimintoja ja niiden säilymistä annettujen tai sovittujen toleranssien rajoissa selvitetään sähköisen toiminnan testauksella (functional test). Tämä testaus suoritetaan normaaliolosuhteissa, normaalikäyttöjännitteellä ja sovitettuna 295 K:n päätteen kanssa aina molemmille kanaville samalla tavalla, jos ei toisin mainita. Testaus tehdään osittain testilaitteella.

Kohdan 8.4 testiohjelma suoritetaan täydellisenä (kaikki kohdat) vain kahdesti: *koko* testausohjelman alussa ja lopussa. Kun muiden testien (esim. mekaanisten testien) yhteydessä puhutaan lyhyestä toiminnallisesta testistä, tarkoitetaan kohdan 8.4 tähdellä (*) merkittyjä toiminnallisia testejä, jotka voidaan tehdä testilaitteella. Testaus sisältää seuraavat kohdat [5].

8.4.1 Kohinalämpötilan mittaus Y-kerroinmenetelmällä

Kohinalämpötilan mittauksessa käytetään LNA:n otossa jäähdytyskelpoista aaltoputkipäätettä. LNA on huoneenlämpötilassa. Mittauslämpötiloina käytetään huoneen ($T_H = 295 \pm 0,5^{\circ}\text{K}$) ja nestetypen ($T_C = 78 \pm 0,5^{\circ}\text{K}$) lämpötiloja. Aaltoputkipäätteen vaimennus on otettava huomioon. Kohinalämpötila määritetään Y-kerroinmenetelmällä, ja sen tulisi olla 300 ± 20 K (voi muuttua).

8.4.2 Kohinalämpötilan tilastollinen määrittäminen

Mittaus suoritetaan tekemällä 5 kpl 300:n sekunnin pituista mittausta 1 s:n integrointiajalla ja yhden sekunnin näytevälillä. Näytteistä lasketaan kohinalämpötilalle keskihajonta

$$s = \frac{1}{n-1} \sqrt{\sum_{i=1}^n (\bar{x} - x_i)^2},$$

missä n on näytteiden lukumäärä, \bar{x} näytteiden keskiarvo ja x_i i:n näytteen arvo. Asteikon kalibrointi saadaan kohdan 8.4.1 mittauksesta.

8.4.3 Taajuusvasteen mittaus

Taajuusvaste mitataan spektrianalysointilaitteella 512 MHz:n IF-ulostulosta kun sisäänmenossa on pyyhkäisygeneraattori. Mittauksessa käytetään käyttöjännitteen arvoja $U_{min} = 24$ V, $U_n = 27$ V ja $U_{max} = 30$ V. Tarkistetaan, että vastaanotin täyttää seuraavat vaatimukset:

truemm

- keskitäajuus: 22,232 GHz \pm 1 MHz
- 3 dB:n päästökaista: 150 MHz
- rippeli päästökaistalla: \pm 0,5 dB (voivat muuttua)

8.4.4 Aikavakion mittaus

Aikavakio mitataan testilaitteeseen sisältyvällä erityisellä kellolla. Ulostulojännite rekisteröidään kahdella tehotasolla, jotka ovat referenssitason. Tämän jälkeen tehdään tehotason muutos ja 63 %:n pisteeseen kuluva aika mitataan. Tämä aika on vastaanottimen aikavakio. Aikavakion tulee olla $1 \pm 0,1$ s.

8.4.5 Analogia- ja digitaaliulostulosten mittaus *

Mitataan välitaajuusulostulosta (50 Ω :n sovitin) IF-jännite diodi-ilmaisimella ja analogiaulostulon jännite digitaalivolttimittarilla, kun sisäänmenossa on 295 K:n pääte. Muutetaan askelvoimaimen asentoa 1 dB:n välein ja kirjataan ylös IF-jännite, analogiaulostulojännite sekä AD-muuntimen digitaalisignaalin arvo kullakin voimaimen asennolla. Tarkistetaan, että ulostulot pysyvät sallituilla alueilla ja että analogiaulostulo sekä digitaaliulostulo ovat oikeat suhteessa IF-ulostuloon. Lisäksi tarkistetaan AD-muuntimen 'busy' -signaalin toiminta (aktiivinen muunnoksen aikana). Mittaus suoritetaan käyttöjännitteen arvoilla $U_{min} = 24$ V, $U_n = 27$ V ja $U_{max} = 30$ V.

8.4.6 Muut telemetrian parametrit *

Muita mitattavia parametrejä ovat kohinalähteiden tilan monitorointi, paikallisoskillaattoreiden tilan ja säätöjännitteen monitorointi, askelvaimentimien ohjauspulssien monitorointi, vahvistinasteiden virrat, LED:ien virrat sekä lämpöantureiden signaaleiden mittaust.

Paikallisoskillaattorin säätöjännitteestä ja vahvistinasteiden sekä LED:ien virroista tarkistetaan, että ne ovat sallituilla alueilla. Lämpöantureiden resistanssivierististä mitataan vastaanottimen elektroniikan ja kohinalähteiden lämpötilat ja tarkistetaan, että ne ovat sallitulla alueella (40 ± 1 °C).

Mittauksissa käytetään käyttöjännitteitä $U_{max}=30$ V, $U_n=27$ V ja $U_{min}=24$ V ja lämpötiloja +5°C, +20°C ja +35°C (lämpötila-arvot voivat muuttua). Ilman kierrätys järjestetään puhaltimella (ks. myös viite [31]).

Lyhyessä toiminnallisessa testissä tehdään mittaukset vain normaaliolosuhteissa ilman puhallinta.

8.4.7 Käskyt *

Askelvaimentimien ohjauspulssien perillemeno todetaan monitorointisignaaleilla ja ulostulojännitteen muutoksena.

AD-muuntimen aloituskäskyn perillemeno todetaan 'busy'- signaalin muutoksesta.

Kohinalähteiden ohjaussignaaleiden perillemeno todetaan monitorointisignaaleilla ja ulostulojännitteen muutoksena.

Paikallisoskillaattoreiden ohjaussignaaleiden perillemeno todetaan monitorointisignaaleilla ja ulostulojännitteen muutoksena (ks. tarkemmin viite [32]).

8.4.8 Askelvaimentimet *

Sisäänmenoon syötetään kaksi kohinatasoa (saadaan kohinageneraattorista) ja mitataan vastaavat jännitteet analogiaulostulosta. Näiden jännitteiden ero mitataan askelvaimentimen asennon funktiona, mistä askelvaimentimen vaimennus voidaan laskea. Vaimennuksen poikkeama asetetusta tulisi olla enintään ± 5 % dB-arvosta.

8.4.9 Kohinageneraattorit *

Kohinageneraattoreiden monitorointisignaalit ja ulostulo talletetaan kohinageneraattoreiden tilan funktiona. Mittausta varten tehdään asteikon kalibrointi kylmä- ja kuumakuormalla (kohta 8.2.1). Kohinalämpötila pienellä ja suurella tehotasolla tulisi olla $15,7 \pm 2$ K ja 157 ± 20 K vastaavasti (voi muuttua).

8.4.10 Vaihekalibrointisignaalin tien tarkastus

Paikallisoskillaattorin ollessa päällä kummankin kanavan vaihekalibrointiliittimeen tuodaan 512 MHz:n signaalit (pyyhkäisy 150 MHz:n kaistalla) ja todetaan, että tämä näkyy ulostulossa vastaavasti. Vaihekalibrointiliittimeen tuodun *pulssin* tason pitäisi olla sellainen, että se lisäisi vastaanottimen ulostulotehon tasoa 1...3 % verrattuna vastaanottimen kohinalämpötilaan.

8.4.11 Dynamiikka-alue

Dynaaminen alue mitataan signaaligeneraattorilla keskitaajuudella. Kirjataan ylös antojännite sisäänmenotehon funktiona ja etsitään 0,1 dB:n kompressiopiste.

8.4.12 Yhteensopivuus syötön kanssa

Yhteensopivuus syötön kanssa on tarkistettu Ylinen Oy:ssä IKI:n edustajien läsnäollessa lokakuussa 1989 [3].

8.4.13 Vahvistuksen stabiilisuus

Mittaus suoritetaan kytkemällä sovitettu vakioämpötilainen pääte RF-sisäänmenoon LNA on myöskin tällöin vakioämpötilassa (295 K). Käyttöjännitettä muutetaan alueella 24...30 V ja vastaanotinyksikön lämpötilaa alueella +5°C...+35°C pakotetussa konvektiossa. Välitaajuusulostulo sekä analoginen ja digitaalinen kokonaistehoulostulo tallennetaan piirturilla 10 h:n ajan. Tällöin kokonaisvahvistuksen muutos ei saa ylittää 1 dB (voi muuttua). IF- ja analogiaulostulojen vastaavuudessa sekä IF- ja digitaaliulostulojen vastaavuudessa ei saa olla eroa enempää kuin 1 % (voi muuttua).

8.4.14 Vaihestabiilisuus

Molempiin kanaviin syötetään samassa vaiheessa oleva RF-signaali pyyhkäisygeneraattorista ja IF-ulostuloihin kytketään vaiheilmaisin. Suoritetaan pyyhkäisy ± 75 MHz:n kaistalla ja tallennetaan vaihe-ero taajuuden funktiona. Mittauksen aikana käyttöjännitettä muutetaan alueella 24...30 V ja vastaanotinyksikön lämpötilaa alueella +5°C...+35°C pakotetussa konvektiossa LNA:n ollessa 295 K:n vakioämpötilassa (lopullinen mittausvaatimus vielä epäselvä).

8.5 EMC-testit

8.5.1 EME-mittaus

8.5.1.1 Kapeakaistainen sähkökenttä

Vastaanottimen emittoiman kapeakaistaisen säteilyn sähkökenttä E mitataan yhden metrin etäisyydellä toimivasta laitteesta taulukon 8.1 mukaisilla taajuuskaistoilla. Arvot eivät saa ylittää taulukossa annettuja arvoja [33, test RE02].

Taulukko 8.1 Kapeakaistaisen sähkökentän mittaus.

Taajuuskaista [Hz]	E [dB μ V/m]
9 k–50 k	$40+3,5\cdot\log(f[\text{Hz}])$
50 k–300 M	$71,8-3,1\cdot\log(f[\text{Hz}])$

8.5.1.2 Kapeakaistainen magneettikenttä

Vastaanottimen emittoiman kapeakaistaisen säteilyn magneettikenttä H mitataan taajuusalueella 1 kHz - 300 kHz yhden metrin etäisyydellä toimivasta laitteesta. Magneettikentän on oltava pienempi kuin 60 dB μ A/m [33, test RE04].

8.5.1.3 Kapeakaistaiset johtuvat häiriövirrat

Virtalähdepiirin syöttöjännitekaapelin johtimista mitataan erikseen ”plus”- ja ”miinus”- johtimen virta sekä näiden yhteismuotoinen virta taulukon 8.2 mukaisilla taajuusalueilla. Muista kaapeleista mitataan vain yhteismuotoinen virta. Mittaus suoritetaan induktiosilmukalla, jonka läpi k.o. johtimet tai kaapelit kulkevat. Arvot eivät saa ylittää annettuja.

Taulukko 8.2 Kaapeleiden kapeakaistaisten virtojen mittaus.

Taajuuskaista [Hz]	I [dB μ A]
10 k–20 k	80
20 k–2 M	$166-20\cdot\log(f[\text{Hz}])$
2 M–30 M	40

8.5.1.4 Laajakaistainen sähkökenttä

Vastaanottimen emittoiman laajakaistaisen sähkökentän voimakkuus E mitataan taajuusalueella 1 kHz - 1 MHz yhden metrin etäisyydellä toimivasta laitteesta. Sähkökentän voimakkuuden tulee olla pienempi kuin $[150 - 13,3 \cdot \log(f[\text{Hz}])] \text{ dB}\mu\text{V/m/MHz}$.

8.5.1.5 Laajakaistaiset johtuvat häiriövirrat

Virtalähdepiirin syöttöjännitekaapelin johtimista mitataan erikseen "plus"- ja "miinus" -johtimen virta sekä näiden yhteismuotoinen virta taulukon 8.3 mukaisilla taajuusalueilla. Muista kaapeleista mitataan vain yhteismuotoinen virta. Mittaus suoritetaan induktiosilmukalla, jonka läpi k.o. johtimet tai kaapelit kulkevat. Arvot eivät saa ylittää annettuja.

Taulukko 8.3 Kaapeleiden laajakaistaisten virtojen mittaus.

Taajuuskaista [Hz]	I [dB $\mu\text{A}/\text{MHz}$]
10 k–20 k	135
20 k–2 M	$135 - 42,5 \cdot \log(f[\text{Hz}] / (2 \cdot 10^4))$
2 M–30 M	50

8.5.1.6 Kaapeleiden häiriöjännitteet

Vastaanottimen primäärijännitelinjoihin emittoimien häiriöjännitepulssien amplitudi mitataan taajuusalueella 300 Hz - 50 kHz. Amplitudi ei saa ylittää arvoa

$$5 \cdot 10^{-3} P_n \cdot V/W \approx 150 \text{ mV}$$

Primäärivirtalähteen sisäinen impedanssi mittauksen aikana on 0,2 Ω (resisttiivinen).

Harmonisten komponenttien taso taajuusalueella 700 - 2400 Hz ei saa olla yli 10 % taulukon 8.5 arvoista.

8.5.1.7 Muut häiriöt

Vastaanottimen emittoimien sähkömagneettisten häiriöiden voimakkuutta mitataan taajuusalueella 300 MHz - 26,5 GHz. Emissiota ei saa esiintyä satelliitin muiden vastaanotinten taajuuksilla.

8.5.2 EMS-testaus

Vastaanottimessa ei saa ilmetä hetkittäisiä vikoja, toiminnan heikkenemistä tai poikkeamia asetusarvoista, kun vastaanotin altistetaan enintään kohtien 8.5.2.1 - 8.5.2.6 spesifikaatioiden mukaisille häiriöille.

Häiriönsietoa testattaessa vastaanottimen *normaalitoiminta* on valmistajan määrittelemä ja se täytyy ilmetä vastaanottimen teknillisistä spesifikaatiosta.

Testattaessa vastaanottimen sähkömagneettisen säteilyn kestoa testikentäksi katsotaan se kenttä, joka on vastaanottimen testauspaikalla silloin, kun vastaanotin itse ei ole siinä.

8.5.2.1 Sähkökenttä

Testaus sähkökentän huippuarvolla $120 \text{ dB}\mu\text{V/m}$ suoritetaan taajuusalueella 1 kHz - 300 MHz. IF-ulostuloa tarkkaillaan spektrianalysaattorilla ja muutokset spektrissä rekisteröidään. Virhetoimintoja ei saa esiintyä.

8.5.2.2 Magneettikenttä

Testauksen magneettikentän huippuarvo H taajuusalueella 1 kHz - 300 kHz on $80 \text{ dB}\mu\text{A/m}$ kuvan III mukaisesti. IF-ulostuloa tarkkaillaan spektrianalysaattorilla ja muutokset spektrissä rekisteröidään. Virhetoimintoja ei saa esiintyä.

8.5.2.3 Johtuvat häiriövirrat

Johtuvien häiriöiden siedon testaus tehdään vain primäärivirtalähteen kaapeleihin. Primäärivirtalähteen kaapeleissa käytettävien testausvirtojen huippuarvo I eri taajuusalueilla on annettu taulukossa 2.12. Käyttöjännitejohtimiin (+ ja -) syötetään testausvirrat ero- ja yhteismuodoissa. IF-antoa tarkkaillaan spektrianalysaattorilla ja muutokset spektrissä rekisteröidään. Virhetoimintoja ei saa esiintyä. Testausvirtaa syötettäessä vastaanottimen syöttöjännite on alueella 25,5 - 28,5 V.

8.5.2.4 Häiriöjännitepiikki

Primäärijännitelinjaan syötetään 30 V:n kestoaltaan $50 \mu\text{s}$ ja nousuajaltaan $1,2 \mu\text{s}$ negatiivinen ja positiivinen jännitepiikki. Ulostuloja tarkkaillaan ja häiriö ei saa aiheuttaa niissä virhetoimintoja eikä tilan muutoksia. Häiriöpulssin muoto ja amplitudi tallennetaan.

8.5.2.5 Häiriöpulssi

Vastaanottimen ulostuloja tutkitaan, kun primäärivirtalähteen syöttöjännitelinjoihin kytketään häiriöpulsseja, joiden pulssisuhde on $2,0 \pm 0,2$ ja nousu-

ja laskuajat alle 20 % pulssin kestosta sekä taajuus ja amplitudi taulukon 2.7 mukaiset.

Mahdolliset muutokset ulostuloissa rekisteröidään.

8.5.2.6 Syöttöön kytkeytyvät häiriöt

LNA:n syötön kautta kytkeytyvien häiriöiden vaikutusten mittaamiseksi kytetään pyyhkäisygeneraattori LNA:n ottoon ja spektrianalysaattori vastaavaan IF-ulostuloon.

Pyyhkäisyn alarajataajuus rajoitetaan hieman WR-48 aaltoputken rajataajuuden (14,047 GHz) alle ja yläpäättä rajoittaa käytettävissä oleva laitteisto. Suoritetaan pyyhkäisy näin ollen taajuusalueella 13,5 - 26,5 GHz poislukien päästökaista $22,232 \pm 0,15$ GHz ja rekisteröidään muutokset spektrissä taajuuden funktiona. Generaattorin ulostulotasoa alennetaan, kunnes spektrissä ei ole muutoksia havaittavissa. Tämä tehotaso on häiriönsietotaso päästökaistan ulkopuolisille signaaleille otossa.

Satelliitin lähettimien taajuuksien ja niiden harmonisten vaikutusta tarkastellaan erityisen huolella. Satelliitin lähettimien taajuudet ovat 15 GHz, 7,2 GHz ja 8,45 GHz taulukon 2.13 mukaisesti [4].

8.6 Mekaaniset testit

Mekaanisen testauksen ohjelmassa pyritään toteuttamaan saman kaltaiset olosuhteet kuin luvun 2.1 mukaisessa testausvaatimuksissa. Koordinaattiakselit määritellään vastaanottimen mekaanisen piirustuksen mukaisesti (liite I), vrt. 2.1.1. Staattisten kiihtyvyyksien mittauksessa tarvittavan sentrifugin puuttuessa Suomesta joudutaan nämä testit tekemään IKI:ssä. Testaukset dynaamisilla kiihtyvyyksillä pystytään tekemään VTT:llä lähes luvussa 2.1 esitettyjen vaatimusten mukaisesti.

Ennen jokaista yksittäistä mekaanista testiä ja sen jälkeen on tehtävä eristysvastustesti ja lopuksi lyhyt toiminnallinen testi, johon kuuluvat seuraavat toiminnalliset testit:

- Analogia- ja digitaaliulostulot
- Muut telemetrian parametrit
- Käskyt
- Askelvaimentimet
- Kohinageneraattorit

8.6.1 Staattiset kiihtyvyydet (IKI:ssä)

Lennon aikaisia kantoraketin kiihdytyksestä ja radan muutoksista aiheutuvia staattisia kiihtyvyyksiä jäljitellään staattisten kiihtyvyyksien testauksilla. Staattisen kiihtyvyyden testaus tehdään (IKI:ssä) seuraavasti:

- Pitkittäinen kiihtyvyys $n_x=4,0$ g, kesto aika 15 min
- Kiihtyvyys muihin suuntiin $n_{lat}=1,5$ g, kesto aika 15 min

8.6.2 Dynaamiset iskut

Dynaamiset iskut edustavat niitä erityisiä rasituksia, joita syntyy, kun kantoraketin vanha vaihe räjäytetään pois. Testaus dynaamisilla iskuilla tehdään taulukon 8.6 mukaisilla taajuuksilla, taajuusalueilla ja kiihtyvyyksillä. VTT:n rajoituksista johtuen joudutaan testirasitusten kestoa pidentämään yli luvun 2 vaatimusten.

Taulukko 8.6 Testaus dynaamisilla kiihtyvyyksillä.

moodi	suunta	taajuus [Hz]	suurin amplitudi [g]	maksimi- kesto [s]	lkm huom.2
1	X	15	7	3	6
2	X,Y	7	3	3	2
3	X,Y,Z	huom.1	40	0,002	3

1) Testaus taulukon 8.6 moodissa 3 tehdään kolmella kuhunkin kolmeen ortogonaaliseen suuntaan annettavalla 40 g impulssilla, jonka muoto on puoli-sini (yhteensä 18 impulssia).

2) Kussakin suunnassa annetaan näin monta impulssia

8.6.3 Resonointiominaisuudet

Resonanssien tarkistus tehdään X-, Y-, ja Z-suunnissa taulukon 8.7 mukaisilla taajuuksilla ja amplitudeilla. Tässä esitetään käytettäväksi puolitetuista amplitudeista, sillä VTT:llä taajuuspyyhkäisy kestää niin kauan, että maksimiampplitudia käytettäessä testillä on jo liiallinen rasitusvaikutus.

Jos resonansseja ei löydy alle 40 Hz:n taajuuksilla, ei testausta alle 20 Hz:n harmonisilla värähtelyillä tarvitse suorittaa. Mikäli jostain syystä alle 40 Hz:n resonansseja esiintyy ja ne sallitaan IKI:n luvalla, tämä aiheuttaa muutoksen testausohjelmaan. Tässä oletuksena pidetään, että resonansseja ei löydy alle 40 Hz:n taajuuksilla.

Taulukko 8.7 Resonanssimittauksen taajuudet ja amplitudit.

Taajuus [Hz]	Amplitudi [g]
5-10	0,25-0,5
10-20	0,5
20-40	0,5-0,75
40-80	0,75-1,0
80-160	1,0-2,0
160-320	2,0-4,0
320-640	4,0-5,0
640-1280	5,0
1280-2000	5,0

8.6.4 Pitkäaikaiset harmoniset värähtelyt

Vastaanotinta testataan pitkäaikaisilla harmonisilla värähtelyillä X-, Y- ja Z-suunnissa taajuusalueella 20-2000 Hz taulukon 8.8 mukaisesti. *Testausohjelman laadinnan tässä kohdassa on oletettu, että resonansseja ei ole löydetty alle 40 Hz:n taajuuksilla, minkä takia alle 20 Hz:n tapahtuvia testejä ei tehdä.* Taulukossa 8.8 amplitudin muutos taajuuskaistoilla on lineaarinen. Pyyhkäisynopeus on 0,05 oktaavia sekunnissa, josta kokonaisajaksi saadaan 133 s. Tämä vastaa suunnilleen tilannetta kantoraketin 1. vaiheen osalta taulukoiden 2.4a ja 2.4b mukaisesti.

Taulukko 8.8 Testaus harmonisilla värähtelyillä.

Taajuus [Hz]	Amplitudi [g]	Kesto [s]
20-40	1,0-1,5	20
40-80	1,5-2,0	20
80-160	2,0-4,0	20
160-320	4,0-8,0	20
320-640	8,0-10,0	20
640-1280	10,0	20
1280-2000	10,0	13

8.6.5 Satunnaisvärähtelyt

Vastaanotinta rasitetaan satunnaisvärähtelyillä X-, Y- ja Z-suunnissa 120 sekunnin ajan taajuusalueella 20-2000 Hz taulukon 8.9 mukaisesti. Mikäli amplitudin spektraalinen tiheys muuttuu taajuuskaistoilla, on muutos lineaarinen logaritmisella asteikolla.

Testattaessa on luvallista korvata taulukon 8.9 mukainen satunnaisvärähtelyillä tapahtuva testaus taajuuspyyhkäisyllä alimmasta taajuudesta ylimpään siten, että taajuuteen 100 Hz pyyhkäisynopeus on puoli oktaavia sekunnissa tai vähemmän ja siitä ylöspäin yksi oktaavi sekunnissa tai vähemmän.

Taulukko 8.9 Testaus satunnaisvärähtelyillä.

Taajuus [Hz]	Kiihtyvyyden spektraalinen tiheys [g ² /Hz]
20-50	0,02
50-100	0,02
100-200	0,02-0,05
200-500	0,05
500-1000	0,05-0,025
1000-2000	0,025-0,01

8.6.6 Kuljetustesti staattisilla kiihtyvyyksillä

Staattisilla kiihtyvyyksillä tehtävä kuljetustesti katsotaan läpäistyksi, kun laite on ehjä saapuessaan toimituksen jälkeen IKI:iin.

8.6.7 Kuljetustesti iskuilla

Vastaanottimen ja testilaitteen ollessa kuljetuspakkauksissaan niitä täristetään iskupulsseilla seuraavasti:

- kiihtyvyys 15 g, 5000 iskua
- kiihtyvyys 10 g, 15000 iskua

Iskupulssin kesto 5...10 ms.

Tämä voidaan korvata ajamalla normaalisti kuormatulla ajoneuvolla pää- ja sivuteitä pitkin 500 km matka.

8.7 LNA:n lämpötyhjiötesti

Lämpötyhjiötestissä simuloidaan niitä avaruuden olosuhteita, joissa LNA tulee toimimaan. LNA jäähdytetään 80 K:n lämpötilaan tyhjiössä ($P < 5 \text{ Pa}$) ja kytketään vastaanotinyksikköön.

8.7.1 Vastaanottimen kohinalämpötila mitataan kylmä-kuumakuorma -menetelmällä käyttäen aaltoputkipäätteen lämpötiloina nestetypen ja huoneen lämpötiloja. Kohinalämpötilan tulee olla 145 ± 5 K (voi muuttua).

8.7.2 Taajuusvaste mitataan kohdan 8.4.3 mukaisesti (vastaanotinyksikkö normaalilämpötilassa).

8.8 Ilmastotesti

Testissä tutkitaan sellaisia lämpötilan, käyttöjännitteen ja ilmanpaineen ääriarvojen vaikutuksia vastaanottimelle, joita toiminnan aikana on odotettavissa.

8.8.1 Testaus ilman käyttöjännitteitä

8.8.1.1 Painetest

Ilmanpaineen ääriolosuhteet saavutetaan focal container'ssa tapahtuvan testauksen (2.2.3) ja kuljetuksen (2.12) aikana. Tämän perusteella testataan vastaanotinta (testikaasuna ilma) seuraavasti:

Pidetään vastaanotinyksikköä 20 kPa:n (150 mmHg) tai hiukan alemmassa paineessa ja muutoin normaaleissa olosuhteissa 24 h, jonka jälkeen tehdään palautus normaaliolosuhteisiin ja lyhyt toiminnallinen testi.

Pidetään vastaanotinyksikköä 275 kPa:n (2063 mmHg) tai hiukan suuremmassa paineessa ja muutoin normaaleissa olosuhteissa 24 h, jonka jälkeen tehdään palautus normaaliolosuhteisiin ja lyhyt toiminnallinen testi.

Pidetään LNA:ta 107 kPa:n (803 mmHg) tai hiukan suuremmassa paineessa ja muutoin normaaleissa olosuhteissa 24 h, jonka jälkeen tehdään palautus normaaliolosuhteisiin ja lyhyt toiminnallinen testi.

8.8.1.2 Lämpötilatesti

Testillä simuloidaan lämpötilan ääriolosuhteita. Suurimmat lämpötilavaihtelut esiintyvät kuljetuksen aikana, joten testi perustuu näihin lämpötiloihin (luku 2.12). Lämpötilatesti tehdään seuraavasti:

Pidetään vastaanotinyksikköä -40°C tai hiukan alemmassa lämpötilassa (rajotus Ylinen Oy:ssä) ja muutoin normaaleissa olosuhteissa 16 h (≈ 500 km/40 km/h + 30 km/h/10 km/h), minkä jälkeen tehdään palautus normaaliolosuhteisiin ja lyhyt toiminnallinen testi.

Pidetään vastaanotinyksikköä ja LNA:ta $+50^{\circ}\text{C}$ tai hiukan korkeammassa lämpötilassa ja muutoin normaaleissa olosuhteissa 16 h, minkä jälkeen tehdään palautus normaaliolosuhteisiin ja lyhyt toiminnallinen testi.

8.8.2 Testaus toiminnassa

Vastaanottimen toiminnan aikana esiintyvät ympäristön ääriolosuhteet on esitetty luvuissa (2.2.1) ja (2.2.2). Tämän perusteella tehdään seuraavat testit:

8.8.2.1 Painetest

Pidetään vastaanotinyksikköä 0,176 MPa:n tai hiukan suuremmassa paineessa ja muutoin normaaleissa olosuhteissa ja suoritetaan lyhyt toiminnallinen testi.

8.8.2.2 Lämpötila- ja käyttöjännitetest

Pidetään vastaanotinta $+35_{-0}^{+1}$ °C lämpötilassa pakotetun konvektion vallitessa ja muutoin normaaleissa olosuhteissa. Käyttöjännitteen ollessa $U_{max}=30$ V tehdään lyhyt toiminnallinen testi. Toistetaan sama, kun käyttöjännite on $U_{min}=24$ V.

Pidetään vastaanotinta $+5_{-1}^{+0}$ °C lämpötilassa pakotetun konvektion vallitessa ja muutoin normaaleissa olosuhteissa. Käyttöjännitteen ollessa $U_{max}=30$ V tehdään lyhyt toiminnallinen testi. Toistetaan sama, kun käyttöjännite on $U_{min}=24$ V (lämpötilat vielä epäselvät).

8.9 Akustinen testaus (ei tehdä)

IKI asettaa akustisen testauksen tarpeellisuuden laitevalmistajan harkittavaksi, kohta 2.1.4. Akustisen testauksen tarpeellisuus on asetettu kyseenalaiseksi, sillä vastaanotinyksikössä ja LNA:ssa ei ole kotelon ulkopuolisia akustiselle paineelle alttiita kevyttekoisia rakenteita, vaan kaikki kotelon seinämät ovat joka kohdasta vähintään 2,5 mm paksuista alumiinia, jolloin akustisen paineen aiheuttaman mekaanisen rasituksen voidaan katsoa olevan rakenteen kestävyyskannalta merkityksetöntä. Koteloissa ei niin ikään ole aukkoja, jolloin akustinen paine ei pääse merkittävästi tunkeutumaan sisäisiin rakenteisiin, joissa niissäkin herkimmat piirit on suojattu vielä erillisellä koteloinnilla. Näin ollen voidaan katsoa, että täristys aiheuttaa kaikille vastaanottimen rakenteille suuremman mekaanisen rasituksen kuin akustinen paine, jolloin siis tehtävä täristystestaus katsotaan riittäväksi osoitukseksi.

8.10 Käynnistysvirran mittaus

Käynnistysvirrasta on annettu vaatimukset luvussa (2.5.12). Lämmitysjärjestelmän virrankulutus sisältyy mittaukseen. Vastaanottimen käynnistysvirta mitataan ajan funktiona muistioskilloskoopilla 0,2 Ω vastuksen yli. Tällöin

käyttöjännite on $U_n=27\text{ V}$ ja jännitelähteen sisäinen impedanssi $\ll 0,2\ \Omega$. Käynnistysvirta ei saa olla yli viisinkertainen nimellisvirtaan (suuruus vielä epäselvä) verrattuna millään hetkellä. Käynnistysvirta saa poiketa enintään 10 % nimellisvirrasta 0,2 s:n kuluttua käynnistyksestä.

8.11 Oikosulkusuojauksen tarkistus

Testauksessa oikosuljetaan käyttöjännite vastaanottimen virranrajoituspiirin jälkeen ja mitataan oikosulkuvirta $0,2\ \Omega$:n vastuksen yli. Tämä tehdään yhteensä kolme kertaa. Suojauksen tulisi kytkeä laite pois päältä tietyksi ajaksi (vielä epäselvä). Vastaanottimen toiminnan pitää palautua ennalleen, kun oikosulku oistetaan.

Tämän jälkeen oikosuljetaan kaikki vastaanottimen antopiirit kukin omaan COMMON:iin ja syötetään vastaanottimelle ohjaussignaaleja kuten normaaliikäytössä 10 min ajan. Tämän jälkeen oikosulut poistetaan ja tehdään lyhyt toiminnallinen testi.

8.12 Eristysvastustesti

Eristysvastustestissä mitataan vastaanottimen eri virtapiirien ja kotelon välisiä eristysvastuksia. Vaatimusten perusta on luvussa 2.5.8. Mittauksen aikana käyttöjännitteitä ei kytketä ja lämpötilan on oltava $25\pm 10^\circ\text{C}$ ja suhteellinen kosteus saa olla enintään 80 %. Mittauksessa käytettävä jännite on 200 V (vielä epäselvä), joka saadaan testilaitteesta.

Mittausta varten kunkin vastaanottimeen tulevan virtapiirin johtimet kytetään yhteen. Sitten mitataan näiden solmupisteiden väliset sekä solmupisteiden ja rungon väliset eristysvastukset. Eristysvastusten tulee olla vähintään 20 M Ω .

8.13 Luotettavuuden toteennäyttö

Vastaanottimen luotettavuutta tarkastellaan AD-muunninkortin osalta luvussa 6. Koko vastaanottimen luotettavuus on vielä selvittämättä. Kokeellinen luotettavuus saadaan elinikätestin perusteella (luku 8.15).

8.14 Säteilynkeston toteennäyttö

Vastaanottimen säteilynkestoja tarkastellaan luvussa 6.

8.15 Elinikätesti

Elinikätesti (service life test) on pitkäaikainen testausperiodi, joka tehdään muiden testien lopuksi. Siinä jäljittellään vastaanottimen toimintaolosuhteita normaalikäytössä satelliitissa. Testauksessa käytetään vaihtelevia ympäristöolosuhteita ja vastaanottimen toiminta tallennetaan ajan funktiona. Elinikätestin pituudelle on teknillisissä vaatimuksissa annettu laskentaohjeet. Elinikätestiin käytetty aika T_{slt} on funktio vastaanottimen lentoajasta, käyttöajasta ja kaikkinaiseen testaukseen käytetystä ajasta:

$$T_{slt} \geq K \cdot T_{tot} ,$$

missä $T_{tot} = T_{op} + 0,01T_{st} + T_{res} + T_{test}$
 T_{op} = aktiivinen aika lennolla [4] = $0,3 \cdot 0,75 \cdot 3 \text{ v} = 5913 \text{ h}$
 T_{st} = passiivinen aika lennolla = $0,7 \cdot 3 \text{ v} = 18396 \text{ h}$
 T_{res} = reservi = $0,5 \cdot T_{op} = 2957 \text{ h}$ (osittain käytössä)
 T_{test} = Maassa tehtäviin testeihin käytetty aika $\approx 0,2 \text{ v} = 1752 \text{ h}$
 $K = 1$, kun $T_{tot} \leq 1000 \text{ h}$
 $K = 0,2$, kun $T_{tot} > 5000 \text{ h}$
 K muuttuu lineaarisesti 1...0,2, kun $1000 \text{ h} < T_{tot} \leq 5000 \text{ h}$.

Ilmoitetuilla arvoilla saadaan

$$T_{tot} = 10\,806 \text{ h} ,$$

jolloin $K = 0,2$ ja elinikätestin vähimmäiskesto aika

$$T_{slt} = 2161 \text{ h} = 90 \text{ vrk}.$$

Vastaanotin on päällekytkettynä koko testausperiodin ajan poislukien kytkentöjen määräämä aika. Toiminnan tarkistamiseksi tehdään lyhyt toiminnallinen testi testilaitteella kuvan 8.1 mukaisissa kohdissa. Elinikätestissä käytetty aika jakautuu ajallisesti kuvan 8.1 mukaisesti.

- Normaalilämpötila; nimelliskäyttöjännite - 40 % ajasta
- Maksimilämpötila; maksimikäyttöjännite - 20 % ajasta
- Maksimilämpötila; minimikäyttöjännite - 10 % ajasta
- Minimilämpötila; maksimikäyttöjännite - 10 % ajasta
- Minimilämpötila; minimikäyttöjännite - 20 % ajasta
- Yhteensä - 100%

Vastaanottimen käynnistyksiä ja kytkentöjä täytyy olla vähintään yhtä monta kuin mitä lennon ja maassa tapahtuvan testauksen aikana tehdään. Käyttöjännite pidetään poissa päältä kytkentäjaksojen aikana 15 minuuttia, jotta

vastaanotin ehtii jäähtyä ympäristön lämpötilaan. Tarvittavien käynnistysten määräksi arvioidaan 200 ja muiden ohjaussignaaleiden määräksi 400 kutakin.

Elinikätestin aikana kaikki vastaanottimen parametrit on dokumentoitava ja niiden on oltava annettujen rajojen sisällä. Parametreillä ei saa olla taipumusta siirtyä annettujen rajojen ulkopuolelle.

Jos elinikätestin aikana vastaanotin vikaantuu, viasta on tehtävä analyysi sen syyn selvittämiseksi ja korjauskeinojen löytämiseksi. Korjauksen jälkeen vastaanottimen testausta jatketaan, jos vian ei voida katsoa johtuneen laitteen ikääntymisestä. Vioista ja virhetoiminnoista on tehtävä dokumentti.

Elinikätesti katsotaan läpäistyksi, jos sen aikana ei ilmene vikoja tai virhetoimintoja, jotka aiheutuvat ikääntymisestä tai kulumisesta, ja jos ilmenneet muut viat tai virhetoiminnot on eliminoitu.

Elinikätestin perusteella lasketaan vastaanottimelle kokeellinen luotettavuus P tapauksessa, jossa vikoja ei ilmene, seuraavasti:

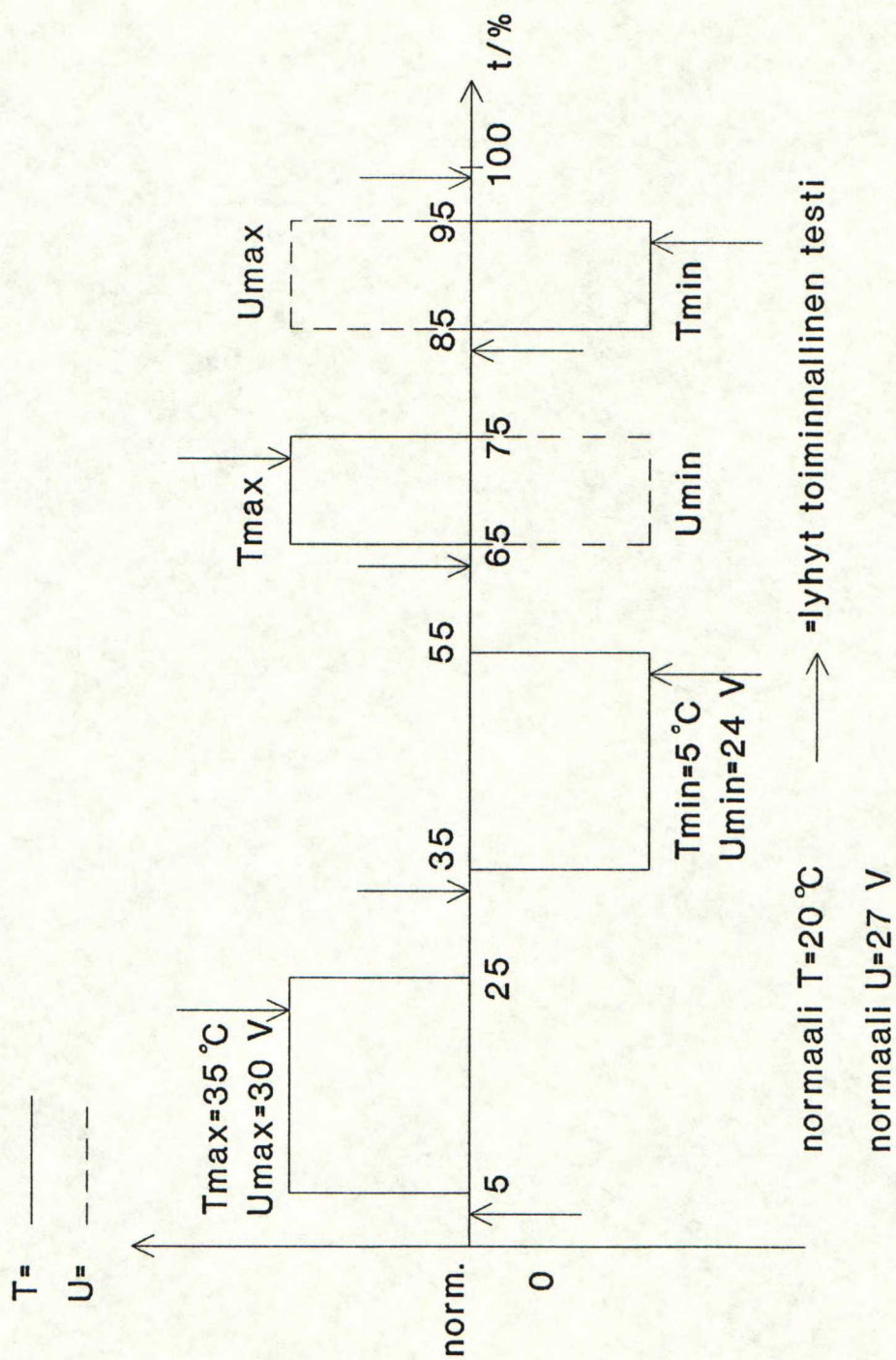
$$P(t_{ts}) = e^{-t_{ts} \cdot \lambda_1} ,$$

missä $\lambda_1 = 1/\Sigma t_i \cdot n_i$
 n_i = mallien lukumäärä, jolle testiä tehdään
 t_i = i:nneille laitteelle kertynyt käyttöaika elinikätestissä
 $t_{ts} = T_{op} + 0,01 \cdot T_{st}$.

Jos vikoja esiintyy, luotettavuus lasketaan seuraavasti:

$$P(t_{ts}) = e^{-t_{ts} \cdot \lambda_2} ,$$

missä $\lambda_2 = m/\Sigma t_i \cdot n_i$
 m = vikojen lukumäärä.



Kuva 8.1 Elinikätestin aikakaavio.

9 YHTEENVETO

Työssä on pyritty selvittämään yksittäisen avaruuslaitteen avaruuskelpoisuutta, mikä näin asetettuna tehtävänä on ollut paljon laajempi tehtävä kuin ennakolta on osattu aavistaa, eikä tässä tehty tarkastelu kata kaikkia yksityiskohtia - osin siksi, että insinöörimalli ei ole vielä lopullisessa asussaan, ja toisaalta siksi, että tehtävä laajuudessaan ei mahtuisi yhden diplomityön puitteisiin. Työtä tehdessä on kuitenkin muotoutunut kuva siitä suuresta tiedon määrästä, jota tarvitaan täysimittaiseen avaruuskelpoisuuden tarkasteluun. Useilta eri insinööritieteen alalta vaaditaan runsaasti yksityiskohtaista tietoa ja osaamista. Ei ole siis ihme, että avaruusprojekteissa yleensäkin tehdään laaja-alaista yhteistyötä eri alojen asiantuntijoiden ja eri valtioidenkin kesken.

Asetetun tehtävän rajaaminen muodostui itsestään ajan kanssa, sillä projektin etenemisen myötä saadulla lisätiedolla päästiin kiinnittämään spesifikaatioita. Aihepiireittäin saatiin pääkohdat kuitenkin käsiteltyä ja testausohjelman runko luotua. Näitä vaiheita edelsi vaatimusten kokoamistyö ja suomentaminen monista eri asakirjoista.

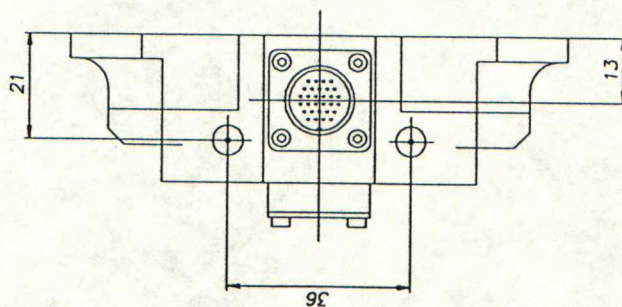
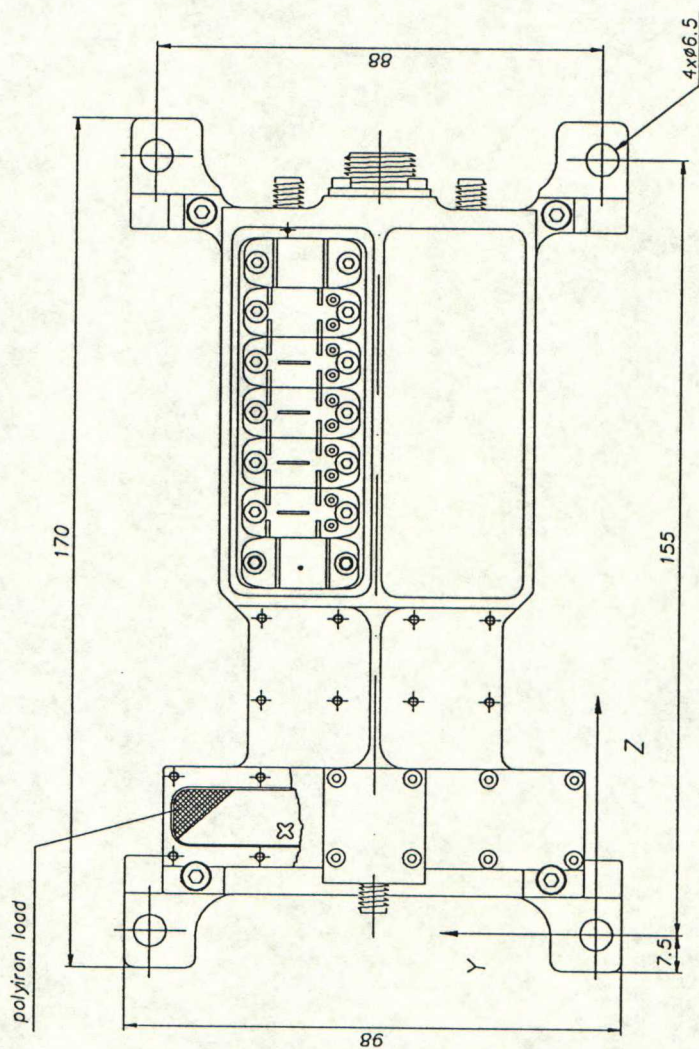
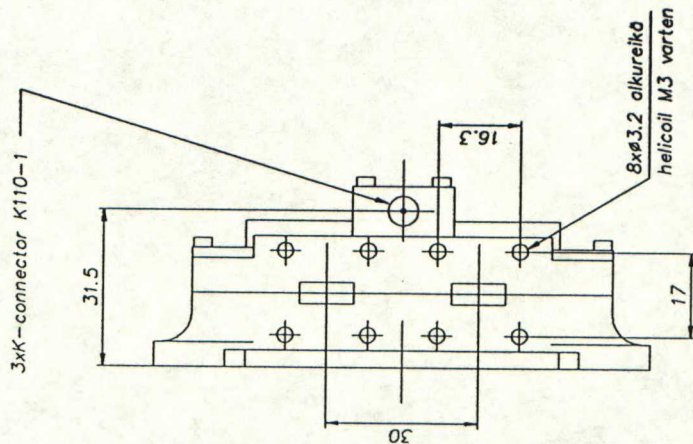
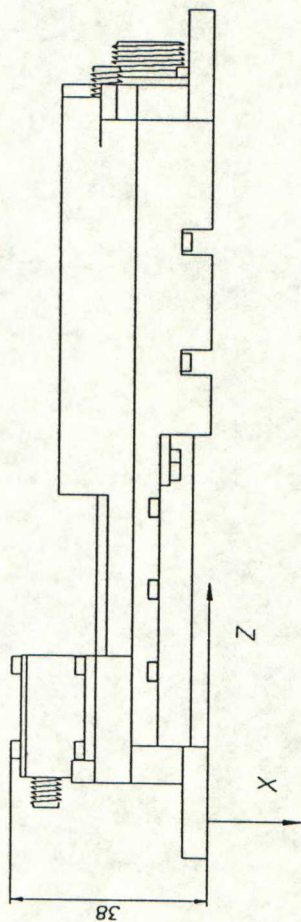
Mekaanisen kelpoisuuden tarkastelussa päästiin positiiviseen tulokseen. Lämpö-tarkastelu sen sijaan antoi aiheetta jatkosuunnittelulle, jossa on lämpöstabilointijärjestelmää on kehiteltävä. EMC-tarkastelu on ollut kvalitatiivinen ja kelpoisuuteen vaikuttavat perusasiat ja tehdyt olellisimmat ratkaisut on tuotu esille. Kvantitatiivinen EMC-kelpoisuus nähdään vasta perusteellisessa EMC-testauksessa. Luotettavuuden kelpoisuuden laskennasta on annettu esimerkki erään alijärjestelmän prototyypin osalta, mikä antaa suuntaviivoja vastaanot-timen muidenkin osien luotettavuustarkasteluun. Kokonaisvaltainen luotettavuustarkastelu on tekemättä johtuen insinöörimallin keskeneräisyydestä ja mal-litustyön laajuudesta. Testausohjelma laadittiin kattamaan kaikki testauksen osa-alueet. Siinä on kuitenkin joitakin vielä täsmentämättömiä yksityiskohtia, joihin tullaan saamaan selko pian insinöörimallin valmistuttua testauskuntoon.

KIRJALLISUUSVIITTEET

1. RADIOASTRON: General Technical Requirements Relating to Scientific Apparatus and Documentation for the "Radioastron" Project Space Radiotelescope ("Blue Book"). Academy of Sciences of the USSR, Space Research Institute, 1987.
2. RADIOASTRON: Update of note: LHS 87/10/12, Radioastron Receivers, Reports Conclusion and Results from Meetings with IKI Specialists, 1988.
3. RADIOASTRON: Memorandum of the IKI, HUT and Ylinen Electronics Radioastron Workshop. Helsinki University of Technology, Radio Laboratory and Ylinen Electronics Co., October 10-19, 1989.
4. Memorandum of the Ninth Radioastron Meeting, Tashkent, USSR, November 12-17, 1989.
5. RADIOASTRON: Appendix 1.1 to Memorandum of Moscow meeting 4/89.
6. RADIOASTRON: Definition of Electrical Interface of the 22 GHz Receiver, HUT, Radio Laboratory, 1989. (liite II)
7. Chetty, P.R.K., Satellite Technology and its Applications, Fairchild Space Company, Maryland, 418 s., 1988.
8. Agrawal B.N., Design of Geosynchronous Spacecraft, Prentice-Hall, Englewood Cliffs, N.J., 459 s., 1986.
9. Outinen H. Vulli P., Lujuusopin perusteet, Kustannusyhtymä, Tampere, 372 s, 1981.
10. Pulli, T., Elektroniikan luotettavuus avaruusolosuhteissa, Valtion teknillinen tutkimuskeskus, Tiedotteita, Espoo, 37 s., 1987.
11. Fagerholm, N.-E., Termodynamiikka, Otakustantamo, 382 s., 1986.
12. RADIOASTRON: Memorandum of the 7-th Radioastron Review Meeting, Yalta, USSR, October 31 - November 5, 1988.
13. Siemens Aktiengesellschaft, Components, Technical Descriptions and Characteristics for Students, Siemens AG, Bereich Bauelemente, Balanstraße 73, D-8000 München 80, 1986.
14. Aumala, Kalliomäki, Wallin., Mittaustekniikka II (421), Otakustantamo, Espoo, 184 s., 1982.
15. MIL-HDBK-217D, Reliability Prediction of Electronic Equipment, US Department of Defense, 300 s, 1982.

16. Hecht, H. & Hecht, M., Reliability Prediction for Spacecraft, Rome Air Development Center, New York, RADC-TR-85-229, 143s, 1985.
17. Salminen, A., Avaruussäteilyn vaikutus elektroniikkaan, Valtion teknillinen tutkimuskeskus, Tiedotteita, Espoo, 75 s., 1989.
18. Nichols D.K., A review of dose rate dependent effects of total ionizing dose (TID) irradiations, IEEE Transactions on Nuclear Science, vol. NS-27, no. 2, s 1016 - 1024, 1980.
19. Gover, J.E. & Rose, M.A., IEEE NSRE Conference Short Course, Colorado Springs, 46 s, 1984.
20. ESA PSS-01-603, Preferred Parts List, Product Assurance Division, Estec, Hollanti, 1985.
21. ESA/SCC QPL, ESA/SCC Qualified Parts List, ESA Space Components Coordination Group, 1986.
22. Leppälä, K., Strömmer, E., Verkasalo, R., Avaruuselektroniikan suunnittelu, Valtion teknillinen tutkimuskeskus, Tiedotteita, Espoo, 112 s. 1990.
23. Ficchi, R.F., Practical Design for Electromagnetic Compatibility, Hayden Book Company, Inc., New York, 1971.
24. RADIOASTRON: Appendix 2.1 of the Memorandum of the Radioastron Receiver Meeting in Moscow, April 1989.
25. RADIOASTRON: Appendix 2.2 of the Memorandum of the Radioastron Receiver Meeting in Moscow, April 1989.
26. Inspection Report No. 05489, Interface Verification Measurements, Radioastron 6 cm Receiver Box 1 LNA El.model (Prototype), ESTEC, 1989.
27. Inspection Report No. 05389, Interface Verification Measurements, Radioastron 6 cm Receiver Box 1 LNA Structure Model (Prototype), ESTEC, 1989.
28. Vibration Test, Low Noise Amplifier (L.N.A. Unit) Radioastron 6 cm Receiver, Test No.1433, ESTEC, 1989.
29. Vibration Test, Receiver-Box 2 Prototype 1, Radioastron, Test No 1437, ESTEC, 1989.
30. EMC-Test Report, 6 cm Receiver Pr1, Radioastronometer, Test No.1436, ESTEC, 1989.
31. RADIOASTRON: The List Main TM Parameters of Receiver 22 GHz, 1990.
32. RDIOASTRON: The List Commands of Receiver 22 GHz, 1990.

33. MIL-STD 462, Military Standard, EMI Characteristics measurement of, 1971.

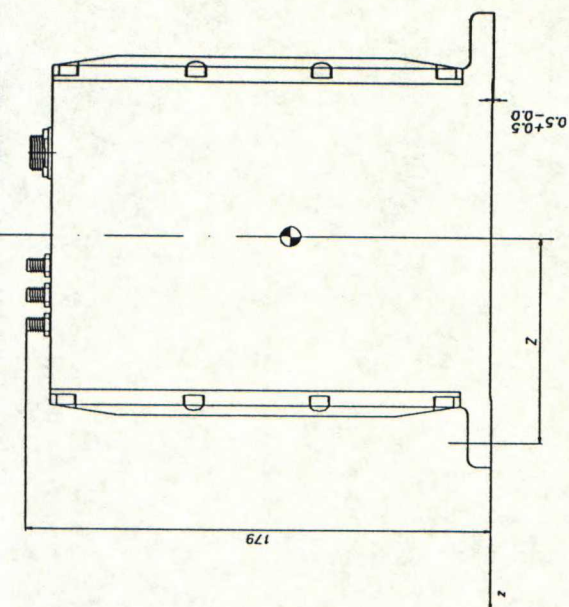


Notes:

- Dimensions: 170x98x38 (mm)
- Weight: 0.3 kg $\pm 10\%$
- Housing material: AlSi1Mg
- Surface treatment: 0.01 mm NiP electroless (under), 0.001 mm NiAu electrolytic
- Total contact area mounting feet: 2500 mm² $\pm 1\%$
- Flatness for whole mounting area: ± 0.05
- Emissivity: < 0.04

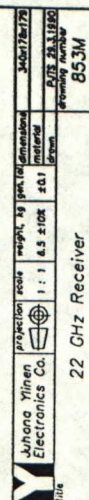
	projection	scale	weight, kg	gen. tol.	dimensions	170x98x38
		1 : 1	0.3	± 0.1	material	
					drawn	
title						PJTS 29.3.1990 drawing number 8671

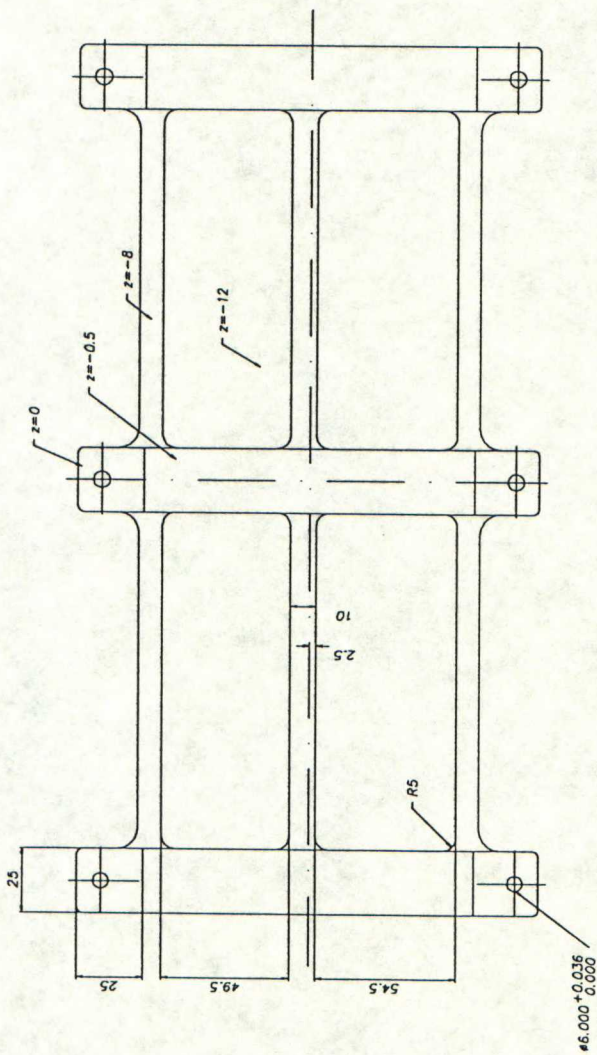
Low noise preamplifier



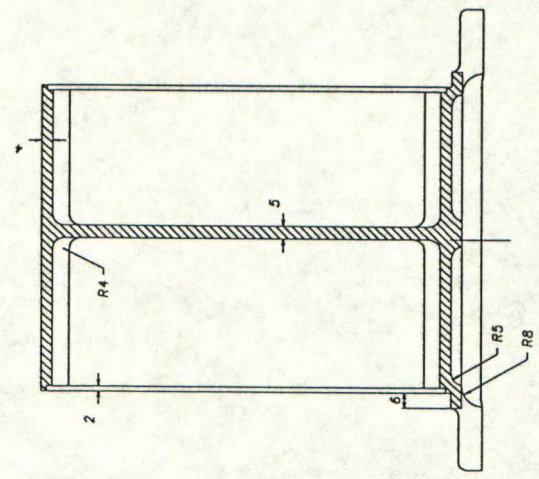
1. Dimensions:
2. Weight:
3. Centre of gravity
4. Moment of inertia:
5. Housing material:
6. Surface treatment:
7. Total contact area
8. Flatness for whole
9. Emissivity
10. Power consumption:

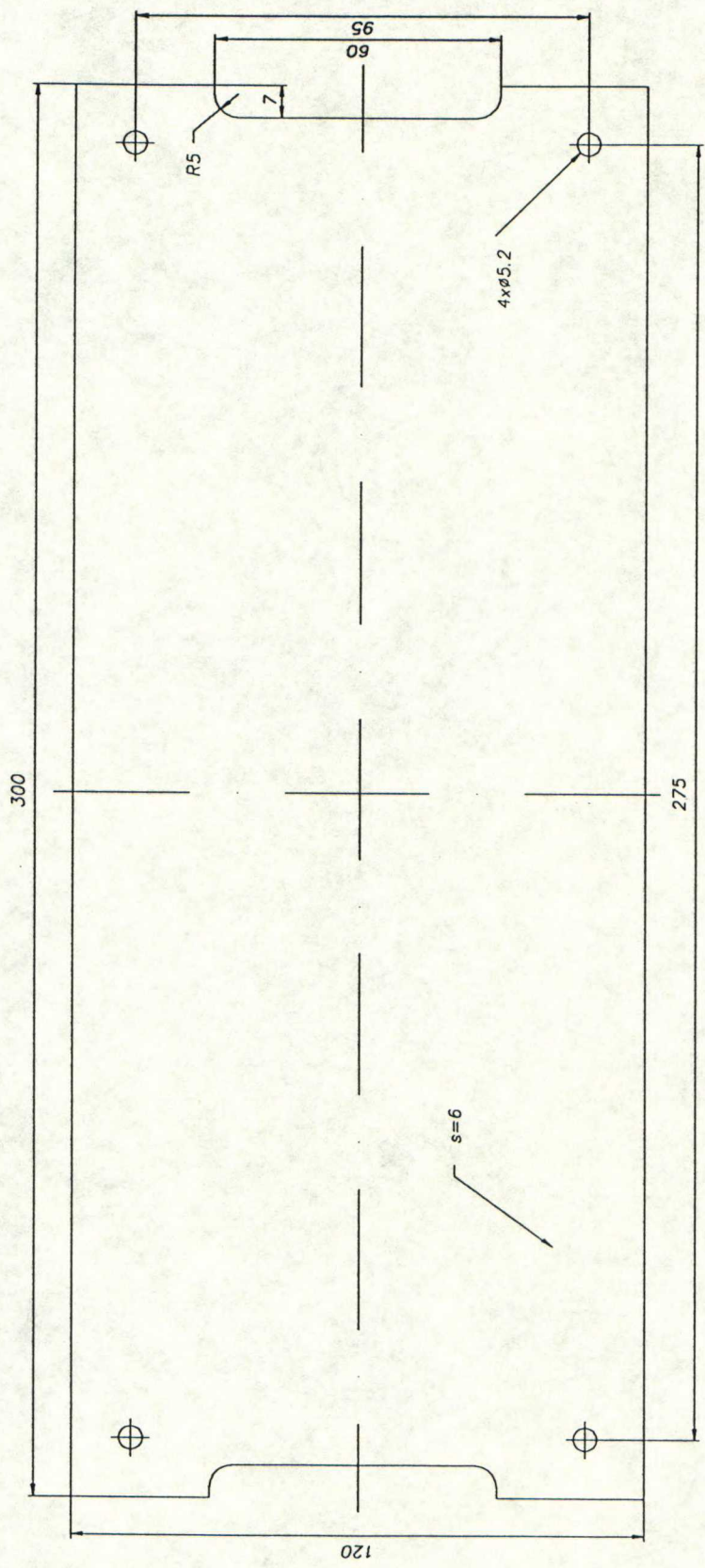
340-178x179 (mm)
6.5 kg $\pm 10\%$
X = +161 mm $\pm 5\%$
Y = -78 mm $\pm 5\%$
Z = -80 mm $\pm 5\%$
Ixx = 10.3900 kgmm² $\pm 10\%$
Iyy = 27.7600 kgmm² $\pm 10\%$
Izz = 286.400 kgmm² $\pm 10\%$
Aluig.4.5Un W28
Chemical conversion coating, Iridite 14-2,
all oil outside surfaces except contact area
mounting feet, coat chemigloze Z306
3750 mm² $\pm 1\%$
 ± 0.05 mm
 ≥ 0.90
30 W $\pm 10\%$





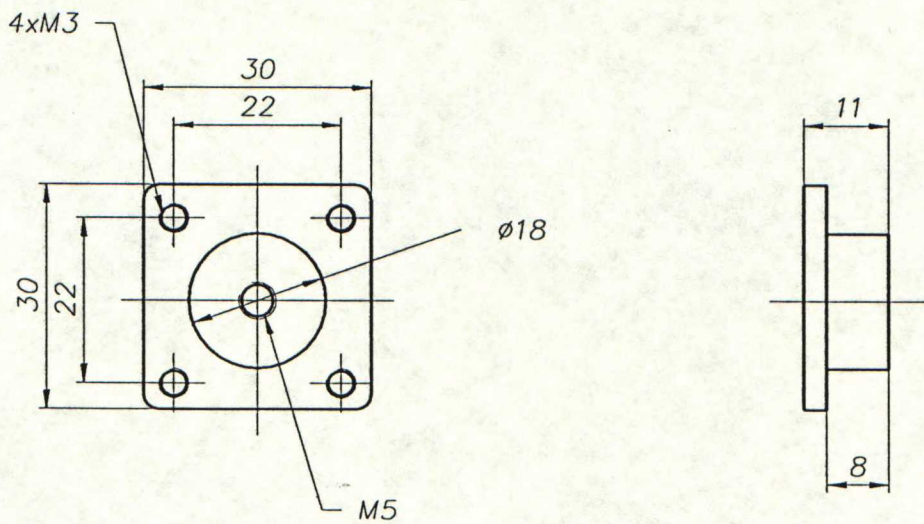



leikkous A-A





	Ins. tssto	projektio	suhde	paino, kg	yleistoleranssi	ulkomitat	300x120x6
	Juhana Ylinen OY		1 : 1		±0.1	materiaali	alumiini
						piirretty	PJTS 21.12.1989
Vastaanotinlaatikon asennuslaatta							numero 1024



Ins.tsto Juhana Ylinen OY	projektio	suhde	paino, kg	yleistol.	ulkomitat	30x30x11
		1 : 1		±0.1	materiaali	ruostumaton teräs
					piirtänyt	PJTS 21.12.1989
Asennuslaatan kiinnitystassu						numero 1025

XR1R-1 SUPPLY HEATER RSG19 ATV

1	CHECK JOINT	11	+27V CH2
2		12	+27V CH2
3	CHECK JOINT	13	+27V CH2
4		14	-27V CH2
5	+27V CH1	15	-27V CH2
6	+27V CH1	16	-27V CH2
7	+27V CH1	17	
8	-27V CH1	18	CHASSIS
9	-27V CH1	19	CHASSIS
10	-27V CH1		

XR2R-1 SUPPLY LNA MR1-30-2-V

1	CHECK JOINT	16	BIAS - CH2
2	CHECK JOINT	17	- "-
3	LED - CH1	18	- "-
4	LED - CH2	19	- "-
5	BIAS - CH1	20	- "-
6	- "-	21	COMMON CH2
7	- "-	22	BIAS + CH2
8	- "-	23	- "-
9	- "-	24	- "-
10	BIAS + CH1	25	- "-
11	- "-	26	- "-
12	- "-	27	LED + CH1
13	- "-	28	LED + CH2
14	- "-	29	CHASSIS
15	COMMON CH1	30	CHASSIS

XR3K-1 CONTROL SIGNAL MR1-76-2-V

1	CHECK JOINT	39	NS HIGH/LOW CH1
2	CHECK JOINT	40	- "-
3		41	NS ON/OFF CH1
4		42	- "-
5		43	ADC TRIGGER CH1
6		44	- "-
7		45	NS COMMON CH1,2
8	ATTENUATOR 1dB	46	
9	- "-	47	
10	ATTENUATOR 2dB	48	
11	- "-	49	
12	ATTENUATOR 4dB	50	
13	- "-	51	CHOICE L01/L02
14	ATTENUATOR 8dB	52	- "-
15	- "-	53	LO ON/OFF
16	ATTENUATOR 16dB	54	- "-
17	- "-	55	COMMON LO
18		56	- "-
19		57	
20		58	
21		59	
22		60	
23		61	
24		62	
25		63	
26		64	
27		65	
28		66	
29	ATTENUATOR ON CH1	67	
30	- "-	68	
31	ATTENUATOR OFF CH1	69	NS HIGH/LOW CH2
32	- "-	70	- "-
33	ATTENUATOR ON CH2	71	NS ON/OFF CH2
34	- "-	72	- "-
35	ATTENUATOR OFF CH2	73	ADC TRIGGER CH2
36	- "-	74	- "-
37	ADC TRIGGER COMMON CH1,2	75	CHASSIS
38	- "-	76	CHASSIS

XR4T-1 DIGITAL TELEMETRY

1		39	TOTAL POWER BIT 13 CH1
2	CHECK JOINT	40	"-
3	CHECK JOINT	41	TOTAL POWER BIT 1 CH2
4	STATE LO1 OFF/ON	42	"-
5	"-	43	TOTAL POWER BIT 2 CH2
6	STATE LO2 OFF/ON	44	"-
7	"-	45	TOTAL POWER BIT 3 CH2
8	STATE NS HIGH OFF/ON CH1	46	"-
9	"-	47	TOTAL POWER BIT 4 CH2
10	STATE NS LOW OFF/ON CH1	48	"-
11	"-	49	TOTAL POWER BIT 5 CH2
12	COMMON TMS CH1	50	"-
13	"-	51	TOTAL POWER BIT 6 CH2
14	TOTAL POWER BIT 1 CH1	52	"-
15	"-	53	TOTAL POWER BIT 7 CH2
16	TOTAL POWER BIT 2 CH1	54	"-
17	"-	55	TOTAL POWER BIT 8 CH2
18	TOTAL POWER BIT 3 CH1	56	"-
19	"-	57	
20		58	TOTAL POWER BIT 9 CH2
21	TOTAL POWER BIT 4 CH1	59	"-
22	"-	60	TOTAL POWER BIT 10 CH2
23	TOTAL POWER BIT 5 CH1	61	"-
24	"-	62	TOTAL POWER BIT 11 CH2
25	TOTAL POWER BIT 6 CH1	63	"-
26	"-	64	TOTAL POWER BIT 12 CH2
27	TOTAL POWER BIT 7 CH1	65	"-
28	"-	66	TOTAL POWER BIT 13 CH2
29	TOTAL POWER BIT 8 CH1	67	"-
30	"-	68	COMMON TMS CH2
31	TOTAL POWER BIT 9 CH1	69	"-
32	"-	70	
33	TOTAL POWER BIT 10 CH1	71	STATE NS HIGH OFF/ON CH2
34	"-	72	"-
35	TOTAL POWER BIT 11 CH1	73	STATE NS LOW OFF/ON CH2
36	"-	74	"-
37	TOTAL POWER BIT 12 CH1	75	CHASSIS
38	"-	76	CHASSIS

XR5T-1 ANALOGIC TELEMETRY MR1-50-2-V

1	RESULTS CHECK JOINT	26	COMMON TMS CH1
2		27	"-
3	RESULTS CHECK JOINT	28	
4		29	
5		30	TEMP. THERM. R1+ CH2
6	PHASE DETECTOR L01	31	"-
7	"-	32	TEMP. THERM. R1- CH2
8	PHASE DETECTOR L02	33	"-
9	"-	34	TOTAL POWER ANALOGIC CH2
10	TEMP.THERM. LM CH1	35	"-
11	"-	36	
12	TEMP. NS LM CH1	37	TEMP. NS R2+ CH2
13	"-	38	"-
14	TEMP.THERM. R1+ CH1	39	TEMP. NS R2- CH2
15	"-	40	"-
16	TEMP.THERM. R1- CH1	41	TEMP.THERM. LM CH2
17	"-	42	"-
18	TOTAL POWER ANALOGIC CH1	43	TEMP. NS LM CH2
19	"-	44	"-
20	RESERV.TEMP. LM CH1	45	RESERV.TEMP. LM CH2
21	"-	46	"-
22	TEMP. NS R2+ CH1	47	COMMON TMS CH2
23	"-	48	"-
24	TEMP. NS R2- CH1	49	CHASSIS
25	"-	50	CHASSIS

XR6TT-1 TECHNOLOGICAL MR1-50-2-V

1	TEMP. NS LM CH1	26	COMMON ATT ON CH2
2	TEMP.THERM. LM CH1	27	
3	TEMP. NS LM CH2	28	CURRENT LED CH1
4	TEMP.THERM. LM CH2	29	CURRENT LED CH2
5	COMMON TMS	30	LED COMMON CH1,CH2
6	+ 15V 0.25A FLOATING	31	PLL MONITORING LO1
7	+ 15V 0.25A COMMON	32	PLL MONITORING LO2
8	+ 15V 0.5A	33	PLL COMMON CH1,CH2
9	- 15V 0.05A	34	STATE ADC TRIGGER CH1
10	+ 14V 0.1A	35	STATE ADC TRIGGER CH2
11	+ 28V 0.05V	36	ADC TRIGGER COMMON CH1,CH2
12	+ 15V 0.04A	37	DRAIN CURRENT STAGE 1 CH1
13	- 15V 0.04A	38	DRAIN CURRENT STAGE 2 CH1
14	- 8V 0.16A	39	DRAIN CURRENT STAGE 3 CH1
15	+ 8V 0.48A	40	DRAIN CURRENT STAGE 4 CH1
16	VOLTAGE COMMON	41	DRAIN CURRENT COMMON CH1
17	VOLTAGE COMMON	42	DRAIN CURRENT STAGE 1 CH2
18	ATT 1dB	43	DRAIN CURRENT STAGE 2 CH2
19	ATT 2dB	44	DRAIN CURRENT STAGE 3 CH2
20	ATT 4dB	45	DRAIN CURRENT STAGE 4 CH2
21	ATT 8dB	46	DRAIN CURRENT COMMON CH2
22	ATT 16dB	47	
23	COMMON ATT OFF CH1	48	RESULTS CHECK JOINT
24	COMMON ATT ON CH1	49	RESULTS CHECK JOINT
25	COMMON ATT OFF CH2	50	CHASSIS

XR16R/1-1 SUPPLY RECEIVER RSG32 ATV
XR16R/2-1 SUPPLY RECEIVER RSG32 ATV

1		26	-15V 0.25A
2		27	-"-
3	CHECK JOINT	28	+15V 0.04A
4	CHECK JOINT	29	-"-
5	+15v 0.5A	30	-15V 0.04A
6	-"-	31	-"-
7	-"-	32	COMMON 15V 0.04A
8	COMM.-15V 0.5A, +15V 0.05A	33	-"-
9	-"-	34	-8V 0.16A
10	-"-	35	-"-
11	-15V 0.05A	36	
12	-"-	37	
13		38	
14		39	
15		40	
16	+14V 0.1A	41	+8V 0.48A
17	-"-	42	-"-
18	+15V 0.25A	43	-"-
19	-"-	44	COMM.+8V 0.16A, -8V 0.48A
20	+28V 0.05A	45	-"-
21	-"-	46	-"-
22	-28V 0.05A	47	SCREEN (CHASSIS)
23	-"-	48	SCREEN (CHASSIS)
24	-14V 0.1A	49	CHASSIS
25	-"-	50	CHASSIS

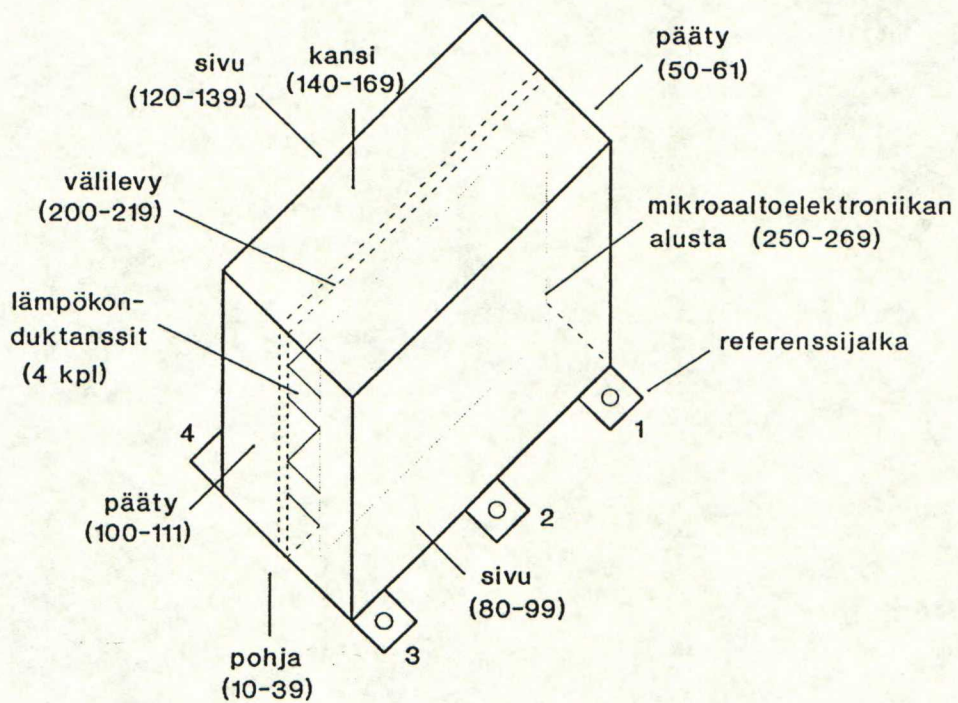
XG12 SUPPLY LNA FP RSG32 ATV

1	CHECK JOINT	17	BIAS - CH2
2	CHECK JOINT	18	- "-
3	LED - CH1	19	- "-
4	LED - CH2	20	- "-
5	BIAS - CH1	21	COMMON CH2
6	- "-	22	BIAS + CH2
7	- "-	23	- "-
8	- "-	24	- "-
9	- "-	25	- "-
10	BIAS + CH1	26	- "-
11	- "-	27	LED + CH1
12	- "-	28	LED + CH2
13	- "-	29	CHASSIS
14	- "-	30	CHASSIS
15	COMMON CH1	31	
16	BIAS - CH2	32	

XR2R-1 SUPPLY LNA MR1-30-2-V

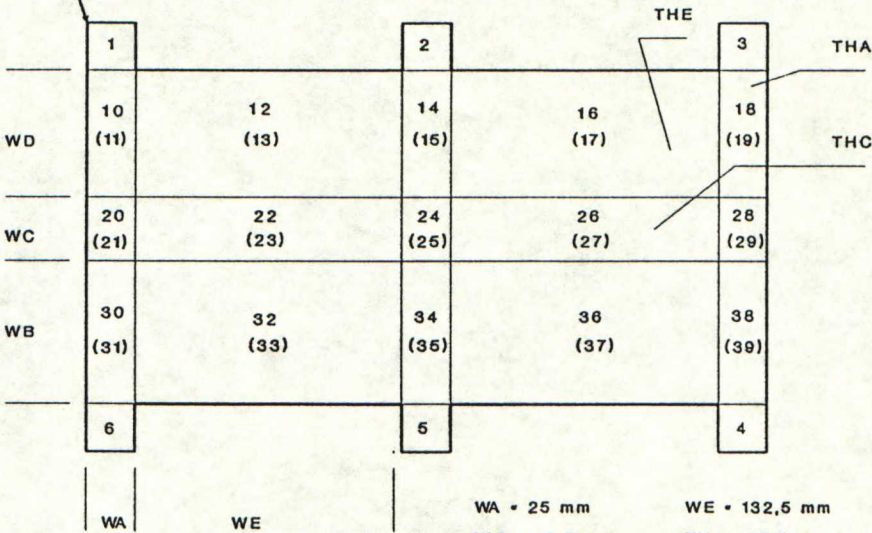
1	CHECK JOINT	16	BIAS - CH2
2	CHECK JOINT	17	- " -
3	LED - CH1	18	- " -
4	LED - CH2	19	- " -
5	BIAS - CH1	20	- " -
6	- " -	21	COMMON CH2
7	- " -	22	BIAS + CH2
8	- " -	23	- " -
9	- " -	24	- " -
10	BIAS + CH1	25	- " -
11	- " -	26	- " -
12	- " -	27	LED + CH1
13	- " -	28	LED + CH2
14	- " -	29	CHASSIS
15	COMMON CH1	30	CHASSIS

YLEISKUVA VASTAANOTINYKSIKÖN LÄMPÖMALLITUKSESTA



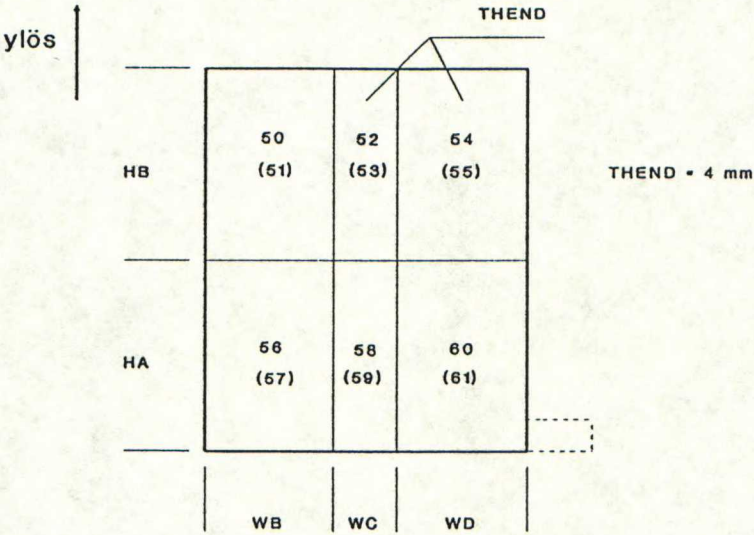
POHJA YLHÄÄLTÄ

Referenssijalka



WA = 25 mm WE = 132,5 mm
WB = 49,5 mm THA = 15,5 mm
WC = 10 mm THC = 8 mm
WD = 54,5 mm THE = 4 mm
() = VASTAKKAINEN PUOLI

REFERENSSIJALAN PUOLEINEN PÄÄTY SISÄLTÄ



REFERENSSIJALAN PUOLEINEN SIVU SISÄLTÄ

ylös ↑

	THSID				
HB	80 (81)	82 (83)	84 (85)	86 (87)	88 (89)
HA	90 (91)	92 (93)	94 (95)	96 (97)	98 (99)
	WA	WE			

THSID = 2,7 mm

REFERENSSIJALAN VASTAINEN PÄÄTY SISÄLTÄ

ylös ↑

	THEND		
HB	100 (101)	102 (103)	104 (105)
HA	106 (107)	108 (109)	110 (111)
	WD	WC	WB

REFERENSSIJALAN VASTAINEN SIVU SISÄLTÄ

ylös

				THSID	
HB	120 (121)	122 (123)	124 (125)	126 (127)	128 (129)
HA	130 (131)	132 (133)	134 (135)	136 (137)	138 (139)

	WA	WE			

ylös ↑

THTOP →

WD	140 (141)	142 (143)	144 (145)	146 (147)	148 (149)
WC	150 (151)	152 (153)	154 (155)	156 (157)	158 (159)
WB	160 (161)	162 (163)	164 (165)	166 (167)	168 (169)

WA WE

THTOP = 4 mm

VÄLILEVY REFERENSSIJALAN PUOLELTA

ylös ↑

				THFIN	
HB	200 (201)	202 (203)	204 (205)	206 (207)	208 (209)
HA	210 (211)	212 (213)	214 (215)	216 (217)	218 (219) -----
	WA	WE			

THFIN = 6 mm

The diagram shows a 2x5 grid of cells. The top row is labeled 'HMP/2' on the left. The bottom row is also labeled 'HMP/2' on the left. The cells contain the following values:

250 (251)	252 (253)	254 (255)	256 (257)	258 (259)
260 (261)	282 (263)	264 (265)	266 (267)	268 (269)

Below the grid, there are labels 'WA' and 'WMP'. 'WA' is positioned under the first column. 'WMP' is positioned under the second, third, and fourth columns. There are three horizontal lines with diagonal slashes under 'WA' and 'WMP'. A dashed box is drawn around the cell containing '268 (269)'. An arrow points from the label 'THMP' at the top right to the cell containing '258 (259)'. Another arrow points from the label 'THMP' to the cell containing '256 (257)'. A third arrow points from the label 'THMP' to the cell containing '254 (255)'. A fourth arrow points from the label 'THMP' to the cell containing '252 (253)'. A fifth arrow points from the label 'THMP' to the cell containing '250 (251)'. A vertical line on the left is labeled 'ylös' with an upward arrow.

129

\$MODEL RASTV2 # Radioastron: Thermal model of the 22 GHz
receiver unit

\$NODES

```
#
B1='REF.LEG ', T=TZ ;
B2='LEG ', T=TZ ;
B3='LEG ', T=TZ ;
B4='LEG ', T=TZ ;
B5='LEG ', T=TZ ;
B6='LEG ', T=TZ ;

D10='BOTTOM PART INNER ', T=BOTZ , A=WD*WA , EPS=EPSA ;
D11='BOTTOM PART OUTER ', T=BOTZ , A=WD*WA , EPS=EPSBL ;
D12='BOTTOM PART INNER ', T=BOTZ , A=WE*WD , EPS=EPSA ;
D13='BOTTOM PART OUTER ', T=BOTZ , A=WE*WD , EPS=EPSBL ;
D14='BOTTOM PART INNER ', T=BOTZ , A=WD*WA , EPS=EPSA ;
D15='BOTTOM PART OUTER ', T=BOTZ , A=WD*WA , EPS=EPSBL ;
D16='BOTTOM PART INNER ', T=BOTZ , A=WE*WD , EPS=EPSA ;
D17='BOTTOM PART OUTER ', T=BOTZ , A=WE*WD , EPS=EPSBL ;
D18='BOTTOM PART INNER ', T=BOTZ , A=WD*WA , EPS=EPSA ;
D19='BOTTOM PART OUTER ', T=BOTZ , A=WD*WA , EPS=EPSBL ;
D20='BOTTOM PART INNER ', T=BOTZ , A=WA*WC , EPS=EPSA ;
D21='BOTTOM PART OUTER ', T=BOTZ , A=WA*WC , EPS=EPSBL ;
D22='BOTTOM PART INNER ', T=BOTZ , A=WE*WC , EPS=EPSA ;
D23='BOTTOM PART OUTER ', T=BOTZ , A=WE*WC , EPS=EPSBL ;
D24='BOTTOM PART INNER ', T=BOTZ , A=WA*WC , EPS=EPSA ;
D25='BOTTOM PART OUTER ', T=BOTZ , A=WA*WC , EPS=EPSBL ;
D26='BOTTOM PART INNER ', T=BOTZ , A=WE*WC , EPS=EPSA ;
D27='BOTTOM PART OUTER ', T=BOTZ , A=WE*WC , EPS=EPSBL ;
D28='BOTTOM PART INNER ', T=BOTZ , A=WA*WC , EPS=EPSA ;
D29='BOTTOM PART OUTER ', T=BOTZ , A=WA*WC , EPS=EPSBL ;
D30='BOTTOM PART INNER ', T=BOTZ , A=WB*WA , EPS=EPSA ;
D31='BOTTOM PART OUTER ', T=BOTZ , A=WA*WB , EPS=EPSBL ;
D32='BOTTOM PART INNER ', T=BOTZ , A=WE*WB , EPS=EPSA ;
D33='BOTTOM PART OUTER ', T=BOTZ , A=WE*WB , EPS=EPSBL ;
D34='BOTTOM PART INNER ', T=BOTZ , A=WB*WA , EPS=EPSA ;
D35='BOTTOM PART OUTER ', T=BOTZ , A=WB*WA , EPS=EPSBL ;
D36='BOTTOM PART INNER ', T=BOTZ , A=WE*WB , EPS=EPSA ;
D37='BOTTOM PART OUTER ', T=BOTZ , A=WE*WB , EPS=EPSBL ;
D38='BOTTOM PART INNER ', T=BOTZ , A=WB*WA , EPS=EPSA ;
D39='BOTTOM PART OUTER ', T=BOTZ , A=WB*WA , EPS=EPSBL ;

D50='END COVER PART, INSIDE ', T=BOTZ , A=HB*WB , EPS=EPSA ;
D51='END COVER PART, OUTSIDE ', T=BOTZ , A=HB*WB , EPS=EPSBL ;
D52='END COVER PART, INSIDE ', T=BOTZ , A=HB*WC , EPS=EPSA ;
D53='END COVER PART, OUTSIDE ', T=BOTZ , A=HB*WC , EPS=EPSBL ;
D54='END COVER PART, INSIDE ', T=BOTZ , A=HB*WD , EPS=EPSA ;
D55='END COVER PART, OUTSIDE ', T=BOTZ , A=HB*WD , EPS=EPSBL ;
D56='END COVER PART, INSIDE ', T=BOTZ , A=HA*WB , EPS=EPSA ;
D57='END COVER PART, OUTSIDE ', T=BOTZ , A=HA*WB , EPS=EPSBL ;
D58='END COVER PART, INSIDE ', T=BOTZ , A=HA*WC , EPS=EPSA ;
D59='END COVER PART, OUTSIDE ', T=BOTZ , A=HA*WC , EPS=EPSBL ;
D60='END COVER PART, INSIDE ', T=BOTZ , A=HA*WD , EPS=EPSA ;
D61='END COVER PART, OUTSIDE ', T=BOTZ , A=HA*WD , EPS=EPSBL ;

D80='SIDE COVER PART, INSIDE ', T=BOTZ , A=HB*WA , EPS=EPSA ;
D81='SIDE COVER PART, OUTSIDE ', T=BOTZ , A=HB*WA , EPS=EPSBL ;
D82='SIDE COVER PART, INSIDE ', T=BOTZ , A=HB*WE , EPS=EPSA ;
D83='SIDE COVER PART, OUTSIDE ', T=BOTZ , A=HB*WE , EPS=EPSBL ;
D84='SIDE COVER PART, INSIDE ', T=BOTZ , A=HB*WA , EPS=EPSA ;
```


D85='SIDE COVER PART, OUTSIDE , T=BOTZ , A=HB*WA , EPS=EPSBL ;
D86='SIDE COVER PART, INSIDE , T=BOTZ , A=HB*WE , EPS=EPSA ;
D87='SIDE COVER PART, OUTSIDE , T=BOTZ , A=HB*WE , EPS=EPSBL ;
D88='SIDE COVER PART, INSIDE , T=BOTZ , A=HB*WA , EPS=EPSA ;
D89='SIDE COVER PART, OUTSIDE , T=BOTZ , A=HB*WA , EPS=EPSBL ;
D90='SIDE COVER PART, INSIDE , T=BOTZ , A=HA*WA , EPS=EPSA ;
D91='SIDE COVER PART, OUTSIDE , T=BOTZ , A=HA*WA , EPS=EPSBL ;
D92='SIDE COVER PART, INSIDE , T=BOTZ , A=HA*WE , EPS=EPSA ;
D93='SIDE COVER PART, OUTSIDE , T=BOTZ , A=HA*WE , EPS=EPSBL ;
D94='SIDE COVER PART, INSIDE , T=BOTZ , A=HA*WA , EPS=EPSA ;
D95='SIDE COVER PART, OUTSIDE , T=BOTZ , A=HA*WA , EPS=EPSBL ;
D96='SIDE COVER PART, INSIDE , T=BOTZ , A=HA*WE , EPS=EPSA ;
D97='SIDE COVER PART, OUTSIDE , T=BOTZ , A=HA*WE , EPS=EPSBL ;
D98='SIDE COVER PART, INSIDE , T=BOTZ , A=HA*WA , EPS=EPSA ;
D99='SIDE COVER PART, OUTSIDE , T=BOTZ , A=HA*WA , EPS=EPSBL ;

D100='END COVER PART, INSIDE , T=BOTZ , A=HB*WD , EPS=EPSA ;
D101='END COVER PART, OUTSIDE , T=BOTZ , A=HB*WD , EPS=EPSBL ;
D102='END COVER PART, INSIDE , T=BOTZ , A=HB*WC , EPS=EPSA ;
D103='END COVER PART, OUTSIDE , T=BOTZ , A=HB*WC , EPS=EPSBL ;
D104='END COVER PART, INSIDE , T=BOTZ , A=HB*WB , EPS=EPSA ;
D105='END COVER PART, OUTSIDE , T=BOTZ , A=HB*WB , EPS=EPSBL ;
D106='END COVER PART, INSIDE , T=BOTZ , A=HA*WD , EPS=EPSA ;
D107='END COVER PART, OUTSIDE , T=BOTZ , A=HA*WD , EPS=EPSBL ;
D108='END COVER PART, INSIDE , T=BOTZ , A=HA*WC , EPS=EPSA ;
D109='END COVER PART, OUTSIDE , T=BOTZ , A=HA*WC , EPS=EPSBL ;
D110='END COVER PART, INSIDE , T=BOTZ , A=HA*WB , EPS=EPSA ;
D111='END COVER PART, OUTSIDE , T=BOTZ , A=HA*WB , EPS=EPSBL ;

D120='SIDE COVER PART, INSIDE , T=BOTZ , A=HB*WA , EPS=EPSA ;
D121='SIDE COVER PART, OUTSIDE , T=BOTZ , A=HB*WA , EPS=EPSBL ;
D122='SIDE COVER PART, INSIDE , T=BOTZ , A=HB*WE , EPS=EPSA ;
D123='SIDE COVER PART, OUTSIDE , T=BOTZ , A=HB*WE , EPS=EPSBL ;
D124='SIDE COVER PART, INSIDE , T=BOTZ , A=HB*WA , EPS=EPSA ;
D125='SIDE COVER PART, OUTSIDE , T=BOTZ , A=HB*WA , EPS=EPSBL ;
D126='SIDE COVER PART, INSIDE , T=BOTZ , A=HB*WE , EPS=EPSA ;
D127='SIDE COVER PART, OUTSIDE , T=BOTZ , A=HB*WE , EPS=EPSBL ;
D128='SIDE COVER PART, INSIDE , T=BOTZ , A=HB*WA , EPS=EPSA ;
D129='SIDE COVER PART, OUTSIDE , T=BOTZ , A=HB*WA , EPS=EPSBL ;
D130='SIDE COVER PART, INSIDE , T=BOTZ , A=HA*WA , EPS=EPSA ;
D131='SIDE COVER PART, OUTSIDE , T=BOTZ , A=HA*WA , EPS=EPSBL ;
D132='SIDE COVER PART, INSIDE , T=BOTZ , A=HA*WE , EPS=EPSA ;
D133='SIDE COVER PART, OUTSIDE , T=BOTZ , A=HA*WE , EPS=EPSBL ;
D134='SIDE COVER PART, INSIDE , T=BOTZ , A=HA*WA , EPS=EPSA ;
D135='SIDE COVER PART, OUTSIDE , T=BOTZ , A=HA*WA , EPS=EPSBL ;
D136='SIDE COVER PART, INSIDE , T=BOTZ , A=HA*WE , EPS=EPSA ;
D137='SIDE COVER PART, OUTSIDE , T=BOTZ , A=HA*WE , EPS=EPSBL ;
D138='SIDE COVER PART, INSIDE , T=BOTZ , A=HA*WA , EPS=EPSA ;
D139='SIDE COVER PART, OUTSIDE , T=BOTZ , A=HA*WA , EPS=EPSBL ;

D140='TOP COVER PART, OUTSIDE , T=BOTZ , A=WD*WA , EPS=EPSBL ;
D141='TOP COVER PART, INSIDE , T=BOTZ , A=WD*WA , EPS=EPSA ;
D142='TOP COVER PART, OUTSIDE , T=BOTZ , A=WD*WE , EPS=EPSBL ;
D143='TOP COVER PART, INSIDE , T=BOTZ , A=WD*WE , EPS=EPSA ;
D144='TOP COVER PART, OUTSIDE , T=BOTZ , A=WD*WA , EPS=EPSBL ;
D145='TOP COVER PART, INSIDE , T=BOTZ , A=WD*WA , EPS=EPSA ;
D146='TOP COVER PART, OUTSIDE , T=BOTZ , A=WD*WE , EPS=EPSBL ;
D147='TOP COVER PART, INSIDE , T=BOTZ , A=WD*WE , EPS=EPSA ;
D148='TOP COVER PART, OUTSIDE , T=BOTZ , A=WD*WA , EPS=EPSBL ;
D149='TOP COVER PART, INSIDE , T=BOTZ , A=WD*WA , EPS=EPSA ;
D150='TOP COVER PART, OUTSIDE , T=BOTZ , A=WC*WA , EPS=EPSBL ;

D151='TOP COVER PART, INSIDE', T=BOTZ, A=WC*WA, EPS=EPSA ;
 D152='TOP COVER PART, OUTSIDE', T=BOTZ, A=WC*WE, EPS=EPSBL ;
 D153='TOP COVER PART, INSIDE', T=BOTZ, A=WC*WE, EPS=EPSA ;
 D154='TOP COVER PART, OUTSIDE', T=BOTZ, A=WC*WA, EPS=EPSBL ;
 D155='TOP COVER PART, INSIDE', T=BOTZ, A=WC*WA, EPS=EPSA ;
 D156='TOP COVER PART, OUTSIDE', T=BOTZ, A=WC*WE, EPS=EPSBL ;
 D157='TOP COVER PART, INSIDE', T=BOTZ, A=WC*WE, EPS=EPSA ;
 D158='TOP COVER PART, OUTSIDE', T=BOTZ, A=WC*WA, EPS=EPSBL ;
 D159='TOP COVER PART, INSIDE', T=BOTZ, A=WC*WA, EPS=EPSA ;
 D160='TOP COVER PART, OUTSIDE', T=BOTZ, A=WB*WA, EPS=EPSBL ;
 D161='TOP COVER PART, INSIDE', T=BOTZ, A=WB*WA, EPS=EPSA ;
 D162='TOP COVER PART, OUTSIDE', T=BOTZ, A=WB*WE, EPS=EPSBL ;
 D163='TOP COVER PART, INSIDE', T=BOTZ, A=WB*WE, EPS=EPSA ;
 D164='TOP COVER PART, OUTSIDE', T=BOTZ, A=WB*WA, EPS=EPSBL ;
 D165='TOP COVER PART, INSIDE', T=BOTZ, A=WB*WA, EPS=EPSA ;
 D166='TOP COVER PART, OUTSIDE', T=BOTZ, A=WB*WE, EPS=EPSBL ;
 D167='TOP COVER PART, INSIDE', T=BOTZ, A=WB*WE, EPS=EPSA ;
 D168='TOP COVER PART, OUTSIDE', T=BOTZ, A=WB*WA, EPS=EPSBL ;
 D169='TOP COVER PART, INSIDE', T=BOTZ, A=WB*WA, EPS=EPSA ;

D200='CENTER FIN, REF.LEG SIDE', T=BOTZ, A=HB*WA, EPS=EPSA ;
 D201='CENTER FIN, T=BOTZ, A=HB*WA, EPS=EPSA ;
 D202='CENTER FIN, REF.LEG SIDE', T=BOTZ, A=HB*WE, EPS=EPSA ;
 D203='CENTER FIN, T=BOTZ, A=HB*WE, EPS=EPSA ;
 D204='CENTER FIN, REF.LEG SIDE', T=BOTZ, A=HB*WA, EPS=EPSA ;
 D205='CENTER FIN, T=BOTZ, A=HB*WA, EPS=EPSA ;
 D206='CENTER FIN, REF.LEG SIDE', T=BOTZ, A=HB*WE, EPS=EPSA ;
 D207='CENTER FIN, T=BOTZ, A=HB*WE, EPS=EPSA ;
 D208='CENTER FIN, REF.LEG SIDE', T=BOTZ, A=HB*WA, EPS=EPSA ;
 D209='CENTER FIN, T=BOTZ, A=HB*WA, EPS=EPSA ;
 D210='CENTER FIN, REF.LEG SIDE', T=BOTZ, A=HA*WA, EPS=EPSA ;
 D211='CENTER FIN, T=BOTZ, A=HA*WA, EPS=EPSA ;
 D212='CENTER FIN, REF.LEG SIDE', T=BOTZ, A=HA*WE, EPS=EPSA ;
 D213='CENTER FIN, T=BOTZ, A=HA*WE, EPS=EPSA ;
 D214='CENTER FIN, REF.LEG SIDE', T=BOTZ, A=HA*WA, EPS=EPSA ;
 D215='CENTER FIN, T=BOTZ, A=HA*WA, EPS=EPSA ;
 D216='CENTER FIN, REF.LEG SIDE', T=BOTZ, A=HA*WE, EPS=EPSA ;
 D217='CENTER FIN, T=BOTZ, A=HA*WE, EPS=EPSA ;
 D218='CENTER FIN, REF.LEG SIDE', T=BOTZ, A=HA*WA, EPS=EPSA ;
 D219='CENTER FIN, T=BOTZ, A=HA*WA, EPS=EPSA ;
 #, QI=QW

MICROWAVE MOUNTING PLATE IS DIVIDED INTO SIX EQUAL SIZE
 # RECTANGLES PLUS SIDE RECTANGLES.

MOUNTING PLATE HEIGHT=0.120, LENGTH=0.300

D250='MICROWAVE PLATFORM, LLU, REF.LEG SIDE', T=40.0,
 A=WA*HMP/2.0, EPS=EPSA;

D251='MICROWAVE PLATFORM, LLU, FIN SIDE', T=40.0, A=WA*HMP/2.0,
 EPS=EPSA;

D252='MICROWAVE PLATFORM, LU, REF.LEG SIDE', T=40.0, QI=QW,
 A=HMP*(WMP-(2.0*WA))/6.0, EPS=EPSA;

D253='MICROWAVE PLATFORM, LU, FIN SIDE', T=40.0,
 A=HMP*(WMP-(2.0*WA))/6.0, EPS=EPSA;

D254='MICROWAVE PLATFORM, CU, REF.LEG SIDE', T=40.0, QI=QW,
 A=HMP*(WMP-(2.0*WA))/6.0, EPS=EPSA;

D255='MICROWAVE PLATFORM, CU, FIN SIDE', T=40.0,
 A=HMP*(WMP-(2.0*WA))/6.0, EPS=EPSA;

D256='MICROWAVE PLATFORM, RU, REF.LEG SIDE', T=40.0, QI=QW,
 A=HMP*(WMP-(2.0*WA))/6.0, EPS=EPSA;

D257='MICROWAVE PLATFORM, RU, FIN SIDE', T=40.0,
 A=HMP*(WMP-(2.0*WA))/6.0, EPS=EPSA;

D258='MICROWAVE PLATFORM, RRU, REF.LEG SIDE', T=40.0,


```

      A=WA*HMP/2.0, EPS=EPSA;
D259='MICROWAVE PLATFORM, RRU, FIN SIDE', T=40.0,
      A=WA*HMP/2.0, EPS=EPSA;
D260='MICROWAVE PLATFORM, LLD, REF.LEG SIDE', T=40.0,
      A=WA*HMP/2.0, EPS=EPSA;
D261='MICROWAVE PLATFORM, LLD, FIN SIDE', T=40.0,
      A=WA*HMP/2.0, EPS=EPSA;
D262='MICROWAVE PLATFORM, LD, REF.LEG SIDE', T=40.0, QI=QW,
      A=HMP*(WMP-(2.0*WA))/6.0, EPS=EPSA;
D263='MICROWAVE PLATFORM, LD, FIN SIDE', T=40.0,
      A=HMP*(WMP-(2.0*WA))/6.0, EPS=EPSA;
D264='MICROWAVE PLATFORM, CD, REF.LEG SIDE', T=40.0, QI=QW,
      A=HMP*(WMP-(2.0*WA))/6.0, EPS=EPSA;
D265='MICROWAVE PLATFORM, CD, FIN SIDE', T=40.0,
      A=HMP*(WMP-(2.0*WA))/6.0, EPS=EPSA;
D266='MICROWAVE PLATFORM, RD, REF.LEG SIDE', T=40.0, QI=QW,
      A=HMP*(WMP-(2.0*WA))/6.0, EPS=EPSA;
D267='MICROWAVE PLATFORM, RD, FIN SIDE', T=40.0,
      A=HMP*(WMP-(2.0*WA))/6.0, EPS=EPSA;
D268='MICROWAVE PLATFORM, RRD, REF.LEG SIDE', T=40.0,
      A=WA*HMP/2.0, EPS=EPSA;
D269='MICROWAVE PLATFORM, RRD, FIN SIDE', T=40.0,
      A=WA*HMP/2.0, EPS=EPSA;

```

```

B500='FOCAL CONTAINER INTERIOR', T=TZ, A=1000.0, EPS=EPSA;
B501='RECEIVER UNIT MOUNTING PLATE', T=TZ, A=0.0408, EPS=EPSA;
B502='CIRCULATING AIR OUTSIDE', T=TZ;
#

```

#CONDUCTORS

#RADIATIVE

#SIDE COVER TO M.W.M.P.

```

GR(80,54) = 0.1*A80*EPSAM;
GR(80,141) = 0.1*A80*EPSAM;
GR(80,258) = 0.8*A80*EPSAM;
GR(82,143) = 0.1*A82*EPSAM;
GR(82,256) = 0.9*A82*EPSAM;
GR(84,145) = 0.1*A84*EPSAM;
GR(84,254) = 0.9*A84*EPSAM;
GR(86,147) = 0.1*A86*EPSAM;
GR(86,252) = 0.9*A86*EPSAM;
GR(88,100) = 0.1*A88*EPSAM;
GR(88,149) = 0.1*A88*EPSAM;
GR(88,250) = 0.8*A88*EPSAM;

```

```

GR(90,10) = 0.1*A90*EPSAM;
GR(90,60) = 0.1*A90*EPSAM;
GR(90,268) = 0.8*A90*EPSAM;
GR(92,12) = 0.1*A92*EPSAM;
GR(92,266) = 0.9*A92*EPSAM;
GR(94,14) = 0.1*A94*EPSAM;
GR(94,264) = 0.9*A94*EPSAM;
GR(96,16) = 0.1*A96*EPSAM;
GR(96,262) = 0.9*A96*EPSAM;
GR(98,18) = 0.1*A98*EPSAM;
GR(98,106) = 0.1*A98*EPSAM;
GR(98,260) = 0.8*A98*EPSAM;

```

```

GR(54,141) = 0.1*A54*EPSAM; # END COVER TO TOP COVER
GR(54,258) = 0.1*A54*EPSAM; # END COVER TO M.W.M.P.

```

```

GR(60,10) = 0.1*A60*EPSAM; # END COVER TO BOTTOM

```



```

GR(60,268) = 0.1*A60*EPSAM; # END COVER TO M.W.M.P.
GR(100,148) = 0.1*A100*EPSAM; # END COVER TO TOP COVER
GR(100,250) = 0.1*A100*EPSAM; # END COVER TO M.W.M.P.
GR(106,18) = 0.1*A106*EPSAM; # END COVER TO BOTTOM
GR(106,260) = 0.1*A106*EPSAM; # END COVER TO M.W.M.P.

# M.W.M.P. TO CENTER FIN
GR(251,200) = 1.0*A251*EPSAM;
GR(253,202) = 1.0*A253*EPSAM;
GR(255,202) = 0.25*A255*EPSAM;
GR(255,204) = 0.5*A255*EPSAM;
GR(255,206) = 0.25*A255*EPSAM;
GR(257,206) = 1.0*A257*EPSAM;
GR(259,208) = 1.0*A259*EPSAM;
GR(261,210) = 1.0*A261*EPSAM;
GR(263,212) = 1.0*A263*EPSAM;
GR(265,212) = 0.25*A265*EPSAM;
GR(265,214) = 0.5*A265*EPSAM;
GR(265,216) = 0.25*A265*EPSAM;
GR(267,216) = 1.0*A267*EPSAM;
GR(269,218) = 1.0*A269*EPSAM;

# AT ELECTRONICS SIDE DIRECT RADIATION
# BETWEEN THE WALLS IS OF NO IMPORTANCE
# BECAUSE P.C.-BOARDS BREAK THE VIEW OF SIGHT ANYWAY

# BOX OUTSIDE TO FOCAL CONTAINER INTERIOR
GR(11,500) = A11*EPSBL;
GR(13,500) = A13*EPSBL;
GR(15,500) = A15*EPSBL;
GR(17,500) = A17*EPSBL;
GR(19,500) = A19*EPSBL;
GR(23,500) = A23*EPSBL;
GR(25,500) = A25*EPSBL;
GR(27,500) = A27*EPSBL;
GR(29,500) = A29*EPSBL;
GR(31,500) = A31*EPSBL;
GR(33,500) = A33*EPSBL;
GR(35,500) = A35*EPSBL;
GR(36,500) = A36*EPSBL;
GR(37,500) = A37*EPSBL;
GR(39,500) = A39*EPSBL;

GR(51,500) = A51*EPSBL;
GR(53,500) = A53*EPSBL;
GR(55,500) = A55*EPSBL;
GR(56,500) = A56*EPSBL;
GR(57,500) = A57*EPSBL;
GR(59,500) = A59*EPSBL;

GR(81,500) = A81*EPSBL;
GR(83,500) = A83*EPSBL;
GR(85,500) = A85*EPSBL;
GR(86,500) = A86*EPSBL;
GR(87,500) = A87*EPSBL;
GR(89,500) = A89*EPSBL;
GR(91,500) = A91*EPSBL;
GR(93,500) = A93*EPSBL;
GR(95,500) = A95*EPSBL;
GR(96,500) = A96*EPSBL;

```


GR(97,500) = A97*EPSBL;
GR(99,500) = A99*EPSBL;

GR(101,500) = A101*EPSBL;
GR(103,500) = A103*EPSBL;
GR(105,500) = A105*EPSBL;
GR(107,500) = A107*EPSBL;
GR(109,500) = A109*EPSBL;
GR(111,500) = A111*EPSBL;

GR(121,500) = A121*EPSBL;
GR(123,500) = A123*EPSBL;
GR(125,500) = A125*EPSBL;
GR(127,500) = A127*EPSBL;
GR(129,500) = A129*EPSBL;
GR(131,500) = A131*EPSBL;
GR(133,500) = A133*EPSBL;
GR(135,500) = A135*EPSBL;
GR(137,500) = A137*EPSBL;
GR(139,500) = A139*EPSBL;

GR(140,500) = A140*EPSBL;
GR(142,500) = A142*EPSBL;
GR(144,500) = A144*EPSBL;
GR(146,500) = A146*EPSBL;
GR(148,500) = A148*EPSBL;
GR(150,500) = A150*EPSBL;
GR(152,500) = A152*EPSBL;
GR(154,500) = A154*EPSBL;
GR(156,500) = A156*EPSBL;
GR(158,500) = A158*EPSBL;
GR(160,500) = A160*EPSBL;
GR(162,500) = A162*EPSBL;
GR(164,500) = A164*EPSBL;
GR(166,500) = A166*EPSBL;
GR(168,500) = A168*EPSBL;

#LINEAR

GL(1,10) = ALC*WA*THA/(WD/2.0); # LEG TO LEG BAR
GL(2,14) = ALC*WA*THA/(WD/2.0); # LEG TO LEG BAR
GL(3,18) = ALC*WA*THA/(WD/2.0); # LEG TO LEG BAR
GL(4,38) = ALC*WA*THA/(WB/2.0); # LEG TO LEG BAR
GL(5,34) = ALC*WA*THA/(WB/2.0); # LEG TO LEG BAR
GL(6,30) = ALC*WA*THA/(WB/2.0); # LEG TO LEG BAR

BOTTOM PART INNER TO OUTER

GL(10,11) = ALC*A10/(THA/2.0)*COEFF;
GL(12,13) = ALC*A12/(THE/2.0)*COEFF;
GL(12,13) = ALC*A12/(THE/2.0)*COEFF;
GL(14,15) = ALC*A14/(THA/2.0)*COEFF;
GL(16,17) = ALC*A16/(THE/2.0)*COEFF;
GL(18,19) = ALC*A18/(THA/2.0)*COEFF;
GL(20,21) = ALC*A20/(THA/2.0)*COEFF;
GL(22,23) = ALC*A22/(THC/2.0)*COEFF;
GL(24,25) = ALC*A24/(THA/2.0)*COEFF;
GL(26,27) = ALC*A26/(THC/2.0)*COEFF;
GL(28,29) = ALC*A28/(THA/2.0)*COEFF;
GL(30,31) = ALC*A30/(THA/2.0)*COEFF;
GL(32,33) = ALC*A32/(THE/2.0)*COEFF;
GL(34,35) = ALC*A34/(THA/2.0)*COEFF;
GL(36,37) = ALC*A36/(THE/2.0)*COEFF;
GL(38,39) = ALC*A38/(THA/2.0)*COEFF;

BOTTOM PART TO PART

```

GL(10,12) = ALC*WD/((WA/2.0)/THA)+(WE/2.0)/THE);
GL(10,20) = ALC*WA/((WD/2.0)/THA)+(WC/2.0)/THA);
GL(12,14) = ALC*WD/((WE/2.0)/THE)+(WA/2.0)/THA);
GL(12,22) = ALC*WE/((WD/2.0)/THE)+(WC/2.0)/THC);
GL(14,16) = ALC*WD/((WA/2.0)/THA)+(WE/2.0)/THE);
GL(14,24) = ALC*WA/((WD/2.0)/THA)+(WC/2.0)/THA);
GL(16,26) = ALC*WE/((WD/2.0)/THE)+(WC/2.0)/THC);

```

```

GL(18,28) = ALC*WA/((WD/2.0)/THA)+(WC/2.0)/THA);
GL(20,22) = ALC*WC/((WA/2.0)/THA)+(WE/2.0)/THC);
GL(20,30) = ALC*WA/((WC/2.0)/THA)+(WB/2.0)/THA);
GL(22,24) = ALC*WC/((WE/2.0)/THC)+(WA/2.0)/THA);
GL(22,32) = ALC*WE/((WC/2.0)/THC)+(WB/2.0)/THE);
GL(24,26) = ALC*WC/((WA/2.0)/THA)+(WE/2.0)/THC);
GL(24,34) = ALC*WA/((WC/2.0)/THA)+(WB/2.0)/THA);
GL(26,28) = ALC*WC/((WE/2.0)/THC)+(WA/2.0)/THA);
GL(26,36) = ALC*WE/((WC/2.0)/THC)+(WB/2.0)/THE);
GL(28,38) = ALC*WA/((WC/2.0)/THA)+(WB/2.0)/THA);
GL(30,32) = ALC*WB/((WA/2.0)/THA)+(WE/2.0)/THE);
GL(32,34) = ALC*WB/((WE/2.0)/THE)+(WA/2.0)/THA);
GL(34,36) = ALC*WB/((WA/2.0)/THA)+(WE/2.0)/THE);
GL(36,38) = ALC*WB/((WE/2.0)/THE)+(WA/2.0)/THA);

```

END COVER INNER TO OUTER

```

GL(50,51) = ALC*A50/(THEND/2.0)*COEFF;
GL(52,53) = ALC*A52/(THEND/2.0)*COEFF;
GL(54,55) = ALC*A54/(THEND/2.0)*COEFF;
GL(56,57) = ALC*A56/(THEND/2.0)*COEFF;
GL(58,59) = ALC*A58/(THEND/2.0)*COEFF;
GL(60,61) = ALC*A60/(THEND/2.0)*COEFF;

```

END COVER PART TO PART

```

GL(50,52) = ALC*HB/((WB/2.0)/THEND)+(WC/2.0)/THEND);
GL(50,56) = ALC*WB/((HB/2.0)/THEND)+(HA/2.0)/THEND);
GL(52,54) = ALC*HB/((WC/2.0)/THEND)+(WD/2.0)/THEND);
GL(52,58) = ALC*WC/((HB/2.0)/THEND)+(HA/2.0)/THEND);
GL(54,60) = ALC*WD/((HB/2.0)/THEND)+(HA/2.0)/THEND);
GL(56,58) = ALC*HA/((WB/2.0)/THEND)+(WC/2.0)/THEND);
GL(58,60) = ALC*HA/((WC/2.0)/THEND)+(WD/2.0)/THEND);

```

SIDE COVER INNER TO OUTER

```

GL(80,81) = ALC*A80/(THSID/2.0)*COEFF;
GL(82,83) = ALC*A82/(THSID/2.0)*COEFF;
GL(84,85) = ALC*A84/(THSID/2.0)*COEFF;
GL(86,87) = ALC*A86/(THSID/2.0)*COEFF;
GL(88,89) = ALC*A88/(THSID/2.0)*COEFF;
GL(90,91) = ALC*A90/(THSID/2.0)*COEFF;
GL(92,93) = ALC*A92/(THSID/2.0)*COEFF;
GL(94,95) = ALC*A94/(THSID/2.0)*COEFF;
GL(96,97) = ALC*A96/(THSID/2.0)*COEFF;
GL(98,99) = ALC*A98/(THSID/2.0)*COEFF;

```

SIDE COVER PART TO PART

```

GL(80,82) = ALC*HB/((WA/2.0)/THSID)+(WE/2.0)/THSID);
GL(80,90) = ALC*WA/((HB/2.0)/THSID)+(HA/2.0)/THSID);
GL(82,84) = ALC*HB/((WE/2.0)/THSID)+(WA/2.0)/THSID);
GL(82,92) = ALC*WE/((HB/2.0)/THSID)+(HA/2.0)/THSID);
GL(84,86) = ALC*HB/((WA/2.0)/THSID)+(WE/2.0)/THSID);
GL(84,94) = ALC*WA/((HB/2.0)/THSID)+(HA/2.0)/THSID);
GL(86,88) = ALC*HB/((WE/2.0)/THSID)+(WA/2.0)/THSID);

```



```

GL(86,96) = ALC*WE/(((HB/2.0)/THSID)+(HA/2.0)/THSID));
GL(88,98) = ALC*WA/(((HB/2.0)/THSID)+(HA/2.0)/THSID));
GL(90,92) = ALC*HA/(((WA/2.0)/THSID)+(WE/2.0)/THSID));
GL(92,94) = ALC*HA/(((WE/2.0)/THSID)+(WA/2.0)/THSID));
GL(94,96) = ALC*HA/(((WA/2.0)/THSID)+(WE/2.0)/THSID));
GL(96,98) = ALC*HA/(((WE/2.0)/THSID)+(WA/2.0)/THSID));

```

END COVER INNER TO OUTER

```

GL(100,101) = ALC*A100/(THEND/2.0)*COEFF;
GL(102,103) = ALC*A102/(THEND/2.0)*COEFF;
GL(104,105) = ALC*A104/(THEND/2.0)*COEFF;
GL(106,107) = ALC*A106/(THEND/2.0)*COEFF;
GL(108,109) = ALC*A108/(THEND/2.0)*COEFF;
GL(110,111) = ALC*A110/(THEND/2.0)*COEFF;

```

END COVER PART TO PART

```

GL(100,102) = ALC*HB/(((WD/2.0)/THEND)+(WC/2.0)/THEND));
GL(100,106) = ALC*WD/(((HB/2.0)/THEND)+(HA/2.0)/THEND));
GL(102,104) = ALC*HB/(((WC/2.0)/THEND)+(WB/2.0)/THEND));
GL(102,108) = ALC*WC/(((HB/2.0)/THEND)+(HA/2.0)/THEND));
GL(104,110) = ALC*WB/(((HB/2.0)/THEND)+(HA/2.0)/THEND));
GL(106,108) = ALC*HA/(((WD/2.0)/THEND)+(WC/2.0)/THEND));
GL(108,110) = ALC*HA/(((WC/2.0)/THEND)+(WB/2.0)/THEND));

```

SIDE COVER INNER TO OUTER

```

GL(120,121) = ALC*A120/(THSID/2.0)*COEFF;
GL(122,123) = ALC*A122/(THSID/2.0)*COEFF;
GL(124,125) = ALC*A124/(THSID/2.0)*COEFF;
GL(126,127) = ALC*A126/(THSID/2.0)*COEFF;
GL(128,129) = ALC*A128/(THSID/2.0)*COEFF;
GL(130,131) = ALC*A130/(THSID/2.0)*COEFF;
GL(132,133) = ALC*A132/(THSID/2.0)*COEFF;
GL(134,135) = ALC*A134/(THSID/2.0)*COEFF;
GL(136,137) = ALC*A136/(THSID/2.0)*COEFF;
GL(138,139) = ALC*A138/(THSID/2.0)*COEFF;

```

SIDE COVER PART TO PART

```

GL(120,122) = ALC*HB/(((WA/2.0)/THSID)+(WE/2.0)/THSID));
GL(120,130) = ALC*WA/(((HB/2.0)/THSID)+(HA/2.0)/THSID));
GL(122,124) = ALC*HB/(((WE/2.0)/THSID)+(WA/2.0)/THSID));
GL(122,132) = ALC*WE/(((HB/2.0)/THSID)+(HA/2.0)/THSID));
GL(124,126) = ALC*HB/(((WA/2.0)/THSID)+(WE/2.0)/THSID));
GL(124,134) = ALC*WA/(((HB/2.0)/THSID)+(HA/2.0)/THSID));
GL(126,128) = ALC*HB/(((WE/2.0)/THSID)+(WA/2.0)/THSID));
GL(126,136) = ALC*WE/(((HB/2.0)/THSID)+(HA/2.0)/THSID));
GL(128,138) = ALC*WA/(((HB/2.0)/THSID)+(HA/2.0)/THSID));
GL(130,132) = ALC*HA/(((WA/2.0)/THSID)+(WE/2.0)/THSID));
GL(132,134) = ALC*HA/(((WE/2.0)/THSID)+(WA/2.0)/THSID));
GL(134,136) = ALC*HA/(((WA/2.0)/THSID)+(WE/2.0)/THSID));
GL(136,138) = ALC*HA/(((WE/2.0)/THSID)+(WA/2.0)/THSID));

```

TOP COVER INNER TO OUTER

```

GL(140,141) = ALC*A140/(THTOP/2.0)*COEFF;
GL(142,143) = ALC*A142/(THTOP/2.0)*COEFF;
GL(144,145) = ALC*A144/(THTOP/2.0)*COEFF;
GL(146,147) = ALC*A146/(THTOP/2.0)*COEFF;
GL(148,149) = ALC*A148/(THTOP/2.0)*COEFF;
GL(150,151) = ALC*A150/(THTOP/2.0)*COEFF;
GL(152,153) = ALC*A152/(THTOP/2.0)*COEFF;
GL(154,155) = ALC*A154/(THTOP/2.0)*COEFF;
GL(156,157) = ALC*A156/(THTOP/2.0)*COEFF;
GL(158,159) = ALC*A158/(THTOP/2.0)*COEFF;

```


GL(160,161) = ALC*A160/(THTOP/2.0)*COEFF;
 GL(162,163) = ALC*A162/(THTOP/2.0)*COEFF;
 GL(164,165) = ALC*A164/(THTOP/2.0)*COEFF;
 GL(166,167) = ALC*A166/(THTOP/2.0)*COEFF;
 GL(168,169) = ALC*A168/(THTOP/2.0)*COEFF;

TOP COVER PART TO PART

GL(140,142) = ALC*WD/((WA/2.0)/THTOP)+(WE/2.0)/THTOP);
 GL(140,150) = ALC*WA/((WD/2.0)/THTOP)+(WC/2.0)/THTOP);
 GL(142,144) = ALC*WD/((WE/2.0)/THTOP)+(WA/2.0)/THTOP);
 GL(142,152) = ALC*WE/((WD/2.0)/THTOP)+(WC/2.0)/THTOP);
 GL(144,146) = ALC*WD/((WA/2.0)/THTOP)+(WE/2.0)/THTOP);
 GL(144,154) = ALC*WA/((WD/2.0)/THTOP)+(WC/2.0)/THTOP);
 GL(146,148) = ALC*WD/((WE/2.0)/THTOP)+(WA/2.0)/THTOP);
 GL(146,156) = ALC*WE/((WD/2.0)/THTOP)+(WC/2.0)/THTOP);
 GL(148,158) = ALC*WA/((WD/2.0)/THTOP)+(WC/2.0)/THTOP);
 GL(150,152) = ALC*WC/((WA/2.0)/THTOP)+(WE/2.0)/THTOP);
 GL(150,160) = ALC*WA/((WC/2.0)/THTOP)+(WB/2.0)/THTOP);
 GL(152,154) = ALC*WC/((WE/2.0)/THTOP)+(WA/2.0)/THTOP);
 GL(152,162) = ALC*WE/((WC/2.0)/THTOP)+(WB/2.0)/THTOP);
 GL(154,156) = ALC*WC/((WA/2.0)/THTOP)+(WE/2.0)/THTOP);
 GL(154,164) = ALC*WA/((WC/2.0)/THTOP)+(WB/2.0)/THTOP);
 GL(156,158) = ALC*WC/((WE/2.0)/THTOP)+(WA/2.0)/THTOP);
 GL(156,166) = ALC*WE/((WC/2.0)/THTOP)+(WB/2.0)/THTOP);
 GL(158,168) = ALC*WA/((WC/2.0)/THTOP)+(WB/2.0)/THTOP);
 GL(160,162) = ALC*WB/((WA/2.0)/THTOP)+(WE/2.0)/THTOP);
 GL(162,164) = ALC*WB/((WE/2.0)/THTOP)+(WA/2.0)/THTOP);
 GL(164,166) = ALC*WB/((WA/2.0)/THTOP)+(WE/2.0)/THTOP);
 GL(166,168) = ALC*WB/((WE/2.0)/THTOP)+(WA/2.0)/THTOP);

FIN SIDE TO SIDE

GL(200,201) = ALC*A200/(THFIN/2.0)*COEFF;
 GL(202,203) = ALC*A202/(THFIN/2.0)*COEFF;
 GL(204,205) = ALC*A204/(THFIN/2.0)*COEFF;
 GL(206,207) = ALC*A206/(THFIN/2.0)*COEFF;
 GL(208,209) = ALC*A208/(THFIN/2.0)*COEFF;
 GL(210,211) = ALC*A210/(THFIN/2.0)*COEFF;
 GL(212,213) = ALC*A212/(THFIN/2.0)*COEFF;
 GL(214,215) = ALC*A214/(THFIN/2.0)*COEFF;
 GL(216,217) = ALC*A216/(THFIN/2.0)*COEFF;
 GL(218,219) = ALC*A218/(THFIN/2.0)*COEFF;

FIN PART TO PART

GL(200,202) = ALC*HB/((WA/2.0)/THFIN)+(WE/2.0)/THFIN);
 GL(200,210) = ALC*WA/((HB/2.0)/THFIN)+(HA/2.0)/THFIN);
 GL(202,204) = ALC*HB/((WE/2.0)/THFIN)+(WA/2.0)/THFIN);
 GL(202,212) = ALC*WE/((HB/2.0)/THFIN)+(HA/2.0)/THFIN);
 GL(204,206) = ALC*HB/((WA/2.0)/THFIN)+(WE/2.0)/THFIN);
 GL(204,214) = ALC*WA/((HB/2.0)/THFIN)+(HA/2.0)/THFIN);
 GL(206,208) = ALC*HB/((WE/2.0)/THFIN)+(WA/2.0)/THFIN);
 GL(206,216) = ALC*WE/((HB/2.0)/THFIN)+(HA/2.0)/THFIN);
 GL(208,218) = ALC*WA/((HB/2.0)/THFIN)+(HA/2.0)/THFIN);
 GL(210,212) = ALC*HA/((WA/2.0)/THFIN)+(WE/2.0)/THFIN);
 GL(212,214) = ALC*HA/((WE/2.0)/THFIN)+(WA/2.0)/THFIN);
 GL(214,216) = ALC*HA/((WA/2.0)/THFIN)+(WE/2.0)/THFIN);
 GL(216,218) = ALC*HA/((WE/2.0)/THFIN)+(WA/2.0)/THFIN);

M.W.M.P SIDE TO SIDE

GL(250,251) = ALC*A250/(THMP/2.0)*COEFF;
 GL(252,253) = ALC*A252/(THMP/2.0)*COEFF;
 GL(254,255) = ALC*A254/(THMP/2.0)*COEFF;
 GL(256,257) = ALC*A256/(THMP/2.0)*COEFF;

$GL(258,259) = ALC * A258 / (THMP / 2.0) * COEFF;$
 $GL(260,261) = ALC * A260 / (THMP / 2.0) * COEFF;$
 $GL(262,263) = ALC * A262 / (THMP / 2.0) * COEFF;$
 $GL(264,265) = ALC * A264 / (THMP / 2.0) * COEFF;$
 $GL(266,267) = ALC * A266 / (THMP / 2.0) * COEFF;$
 $GL(268,269) = ALC * A268 / (THMP / 2.0) * COEFF;$

M.W.M.P. PART TO PART

$GL(250,252) = ALC * (HMP / 2.0) * THMP / ((WA / 2.0) + ((WMP - (2.0 * WA)) / 6.0))$
 $GL(250,260) = ALC * WA * THMP / (HMP / 2.0);$
 $GL(252,254) = ALC * (HMP / 2.0) * THMP / ((WMP - (2.0 * WA)) / 3.0);$
 $GL(252,262) = ALC * ((WMP - (2.0 * WA)) / 3.0) * THMP / (HMP / 2.0);$
 $GL(254,256) = ALC * (HMP / 2.0) * THMP / ((WMP - (2.0 * WA)) / 3.0);$
 $GL(254,264) = ALC * ((WMP - (2.0 * WA)) / 3.0) * THMP / (HMP / 2.0);$
 $GL(256,258) = ALC * (HMP / 2.0) * THMP / ((WA / 2.0) + ((WMP - (2.0 * WA)) / 6.0))$
 $GL(256,266) = ALC * ((WMP - (2.0 * WA)) / 3.0) * THMP / (HMP / 2.0);$
 $GL(258,268) = ALC * WA * THMP / (HMP / 2.0);$
 $GL(260,262) = ALC * (HMP / 2.0) * THMP / ((WA / 2.0) + ((WMP - (2.0 * WA)) / 6.0))$
 $GL(262,264) = ALC * (HMP / 2.0) * THMP / ((WMP - (2.0 * WA)) / 3.0);$
 $GL(264,266) = ALC * (HMP / 2.0) * THMP / ((WMP - (2.0 * WA)) / 3.0);$
 $GL(266,268) = ALC * (HMP / 2.0) * THMP / ((WA / 2.0) + ((WMP - (2.0 * WA)) / 6.0))$

$GL(10,60) = ALC * WD / (((WA / 2.0) / THA) + ((HA / 2.0) / THEND));$ # BOTTOM
TO END COVER
 $GL(10,90) = ALC * WA / (((WD / 2.0) / THA) + ((HA / 2.0) / THSID));$ # BOTTOM
TO SIDE COVER
 $GL(12,92) = ALC * WE / (((WD / 2.0) / THE) + ((HA / 2.0) / THSID));$ # BOTTOM
TO SIDE COVER
 $GL(14,94) = ALC * WA / (((WD / 2.0) / THA) + ((HA / 2.0) / THSID));$ # BOTTOM
TO SIDE COVER
 $GL(16,96) = ALC * WE / (((WD / 2.0) / THE) + ((HA / 2.0) / THSID));$ # BOTTOM
TO SIDE COVER
 $GL(18,98) = ALC * WA / (((WD / 2.0) / THA) + ((HA / 2.0) / THSID));$ # BOTTOM
TO SIDE COVER
 $GL(18,106) = ALC * WD / (((WA / 2.0) / THA) + ((HA / 2.0) / THEND));$ # BOTTOM
TO END COVER
 $GL(20,58) = ALC * WC / (((WA / 2.0) / THA) + ((HA / 2.0) / THEND));$ # BOTTOM
TO END COVER
 $GL(28,108) = ALC * WC / (((WA / 2.0) / THA) + ((HA / 2.0) / THEND));$ # BOTTOM
TO END COVER
 $GL(30,56) = ALC * WB / (((WA / 2.0) / THA) + ((HA / 2.0) / THEND));$ # BOTTOM
TO END COVER
 $GL(30,138) = ALC * WA / (((WB / 2.0) / THA) + ((HA / 2.0) / THSID));$ # BOTTOM
TO SIDE COVER
 $GL(32,136) = ALC * WE / (((WB / 2.0) / THE) + ((HA / 2.0) / THSID));$ # BOTTOM
TO SIDE COVER
 $GL(34,134) = ALC * WA / (((WB / 2.0) / THA) + ((HA / 2.0) / THSID));$ # BOTTOM
TO SIDE COVER
 $GL(36,132) = ALC * WE / (((WB / 2.0) / THE) + ((HA / 2.0) / THSID));$ # BOTTOM
TO SIDE COVER
 $GL(38,110) = ALC * WB / (((WA / 2.0) / THA) + ((HA / 2.0) / THEND));$ # BOTTOM
TO END COVER
 $GL(38,130) = ALC * WA / (((WB / 2.0) / THA) + ((HA / 2.0) / THSID));$ # BOTTOM
TO SIDE COVER

$GL(28,210) = ALC * WA * THFIN / (HA / 2.0);$ # BOTTOM TO CENTER FIN
 $GL(26,212) = ALC * WE * THFIN / (HA / 2.0);$ # BOTTOM TO CENTER FIN
 $GL(24,214) = ALC * WA * THFIN / (HA / 2.0);$ # BOTTOM TO CENTER FIN
 $GL(22,216) = ALC * WE * THFIN / (HA / 2.0);$ # BOTTOM TO CENTER FIN
 $GL(20,218) = ALC * WA * THFIN / (HA / 2.0);$ # BOTTOM TO CENTER FIN


```

GL(50,128) = ALC*HB/(((WB/2.0)/THEND)+(WA/2.0)/THSID)); # END
GL(50,160) = ALC*WB/(((HB/2.0)/THEND)+(WA/2.0)/THTOP)); # END
GL(52,150) = ALC*WC/(((HB/2.0)/THEND)+(WA/2.0)/THTOP)); # END
GL(52,208) = ALC*HB*THFIN/(WA/2.0); # END TO CENTER FIN
GL(54,80) = ALC*HB/(((WD/2.0)/THEND)+(WA/2.0)/THSID)); # END
GL(54,140) = ALC*WD/(((HB/2.0)/THEND)+(WA/2.0)/THTOP)); # END
GL(56,138) = ALC*HA/(((WD/2.0)/THEND)+(WA/2.0)/THSID)); # END
GL(58,218) = ALC*HA*THFIN/(WA/2.0); # END TO CENTER FIN
GL(60,90) = ALC*HA/(((WD/2.0)/THEND)+(WA/2.0)/THSID)); # END

GL(80,140) = ALC*WA/(((HB/2.0)/THSID)+(WD/2.0)/THTOP)); # SIDE
GL(82,142) = ALC*WE/(((HB/2.0)/THSID)+(WD/2.0)/THTOP)); # SIDE
GL(84,144) = ALC*WA/(((HB/2.0)/THSID)+(WD/2.0)/THTOP)); # SIDE
GL(86,146) = ALC*WE/(((HB/2.0)/THSID)+(WD/2.0)/THTOP)); # SIDE
GL(88,148) = ALC*WA/(((HB/2.0)/THSID)+(WD/2.0)/THTOP)); # SIDE
GL(88,100) = ALC*HB/(((WA/2.0)/THSID)+(WD/2.0)/THEND)); # SIDE
GL(98,106) = ALC*HA/(((WA/2.0)/THSID)+(WD/2.0)/THEND)); # SIDE

GL(100,148) = ALC*WD/(((HB/2.0)/THEND)+(WA/2.0)/THTOP)); # END
GL(102,158) = ALC*WC/(((HB/2.0)/THEND)+(WA/2.0)/THTOP)); # END
GL(102,200) = ALC*HB*THFIN/(WA/2.0); # END TO CENTER FIN
GL(104,168) = ALC*WB/(((HB/2.0)/THEND)+(WA/2.0)/THTOP)); # END
GL(104,120) = ALC*HB/(((WB/2.0)/THEND)+(WA/2.0)/THSID)); # END
GL(108,210) = ALC*HA*THFIN/(WA/2.0); # END TO CENTER FIN
GL(110,130) = ALC*HA/(((WB/2.0)/THEND)+(WA/2.0)/THSID)); # END

# SIDE TO TOP COVER
GL(120,168) = ALC*WA/(((HB/2.0)/THSID)+(WB/2.0)/THTOP));
GL(122,166) = ALC*WE/(((HB/2.0)/THSID)+(WB/2.0)/THTOP));
GL(124,164) = ALC*WA/(((HB/2.0)/THSID)+(WB/2.0)/THTOP));
GL(126,162) = ALC*WE/(((HB/2.0)/THSID)+(WB/2.0)/THTOP));
GL(128,160) = ALC*WA/(((HB/2.0)/THSID)+(WB/2.0)/THTOP));

# TOP TO CENTER FIN
GL(150,208) = ALC*WA*THFIN/(HB/2.0);
GL(152,206) = ALC*WE*THFIN/(HB/2.0);
GL(154,204) = ALC*WA*THFIN/(HB/2.0);
GL(156,202) = ALC*WE*THFIN/(HB/2.0);
GL(158,200) = ALC*WA*THFIN/(HB/2.0);

# CENTER FIN TO M.W.M.P.
GL(200,251) = STEELC*AFIT/HFIT;
GL(208,259) = STEELC*AFIT/HFIT;

```


GL(210,261) = STEELC*AFIT/HFIT;
GL(218,269) = STEELC*AFIT/HFIT;

#CONVECTION (NOT AT BOTTOM)

#END COVER

GL(51,502) = CONV*A51;
GL(53,502) = CONV*A53;
GL(55,502) = CONV*A55;
GL(57,502) = CONV*A57;
GL(59,502) = CONV*A59;
GL(61,502) = CONV*A61;

#SIDE COVER

GL(81,502) = CONV*A81;
GL(83,502) = CONV*A83;
GL(85,502) = CONV*A85;
GL(87,502) = CONV*A87;
GL(89,502) = CONV*A89;
GL(91,502) = CONV*A91;
GL(93,502) = CONV*A93;
GL(95,502) = CONV*A95;
GL(97,502) = CONV*A97;
GL(99,502) = CONV*A99;

#END COVER

GL(101,502) = CONV*A101;
GL(103,502) = CONV*A103;
GL(105,502) = CONV*A105;
GL(107,502) = CONV*A107;
GL(109,502) = CONV*A109;
GL(111,502) = CONV*A111;

#SIDE COVER

GL(121,502) = CONV*A121;
GL(123,502) = CONV*A123;
GL(125,502) = CONV*A125;
GL(127,502) = CONV*A127;
GL(129,502) = CONV*A129;
GL(131,502) = CONV*A131;
GL(133,502) = CONV*A133;
GL(135,502) = CONV*A135;
GL(137,502) = CONV*A137;
GL(139,502) = CONV*A139;

#TOP COVER

GL(140,502) = CONV*A141;
GL(142,502) = CONV*A143;
GL(144,502) = CONV*A145;
GL(146,502) = CONV*A147;
GL(148,502) = CONV*A149;
GL(150,502) = CONV*A151;
GL(152,502) = CONV*A153;
GL(154,502) = CONV*A155;
GL(156,502) = CONV*A157;
GL(158,502) = CONV*A159;
GL(160,502) = CONV*A161;
GL(162,502) = CONV*A163;
GL(164,502) = CONV*A165;
GL(166,502) = CONV*A167;
GL(168,502) = CONV*A169;


```

#
$CONSTANTS
#
$REAL

TZ=35.0; # TEMPERATURE OF THE MAIN PLATFORM
BOTZ=30.0; # INITIAL VALUE FOR THE BOX TEMP.

EPSA=0.50; # EPSILON OF ROUGH ALUMINIUM
ALC=210.0; # CONDUCTIVITY OF ALUMINIUM

STEELC=16.2; # CONDUCTIVITY OF STEEL

EPSBL=0.9; # EPSILON OF BLACK PAINT
EPSAM=0.3333; # EFFECTIVE EPS. OF TWO
# AL-SURFACES WITH EPS. OF 0.5

WA=0.025; # WIDTH OF THE LEG BARS
WB=0.0495; # WIDTH OF THE ELECTRONICS SIDE BOTTOM
WC=0.010; # WIDTH OF THE LONGITUDINAL BOTTOM CENTER SECTION
WD=0.0545; # WIDTH OF THE M.W. SIDE BOTTOM
WE=0.1325; # LENGTH OF THINNER BOTTOM SECTIONS
HA=0.079; # HALF OF THE HEIGHT OF THE BOX, LOWER
HB=0.079; # HALF OF THE HEIGHT OF THE BOX, UPPER

THA=0.0155; # THICKNESS OF THE LEG BAR
THC=0.008; # THICKNESS OF THE LONGITUDINAL CENTER BOTTOM BAR
THE=0.004; # THICKNESS OF THE THINNER BOTTOM SECTIONS
THFIN=0.005; # THICKNESS OF THE CENTER FIN
THSID=0.0027; # AVERAGE THICKNESS OF THE SIDE COVERS
THTOP=0.004; # THICKNESS OF THE TOP COVER
THEND=0.004; # THICKNESS OF THE END WALL
THMP=0.006; # THICKNESS OF THE M.W.M.P.
WMP=0.300; # WIDTH OF THE M.W.M.P.
HMP=0.120; # HEIGHT OF THE M.W.M.P.
HFIT=0.008; # HEIGHT OF THE M.W.M.P. FITTINGS
AFIT=0.0002545; # AREA OF THE CROSS SECTION OF
# ONE M.W.M.P. FITTING

COEFF=0.1; # USED TO REDUCE TOO LARGE GL'S

CONV=50.0; # CONVECTION COEFFICIENT BETWEEN AIR AND BOX, W/Km^2

QW=3.5; # INPUT ELECTRICAL POWER TO M.W.M.P. DIVIDED BY 6
#
$CONTROL
#
TIMEND=300.0;
OUTINT=30.0;
RELXCA=0.01;
NLOOP=5000;
#
$EXECUTION DYSTOR=250000
#
#           HEADER='RADIOASTRON: THERMAL MODEL '
#           CALL SOLVFM
#
#
$OUTPUTS
#
#           CALL PRNDTB(' ', 'L,T', CURRENT)
#
$ENDMODEL

```


RADIOASTRON: THERMAL MODEL

Tout = +5 C
 Pin = 51 W
 Convection = 50 W/m²K
 Radiative heat transfer is taken
 into account

TIMEN 0.00 MODULE SOLVFM ENBALA 0.0000
 TABLE OUTPUT WITH ZENTS = L,T
 FOR NODES OF ZLABEL = ' '
 RASTV2

NODE	LABEL	T
1	REF.LEG	5.00
2	LEG	5.00
3	LEG	5.00
4	LEG	5.00
5	LEG	5.00
6	LEG	5.00
10	BOTTOM PART INNER	6.45
11	BOTTOM PART OUTER	6.45
12	BOTTOM PART INNER	7.14
13	BOTTOM PART OUTER	7.14
14	BOTTOM PART INNER	5.92
15	BOTTOM PART OUTER	5.92
16	BOTTOM PART INNER	7.24
17	BOTTOM PART OUTER	7.24
18	BOTTOM PART INNER	6.36
19	BOTTOM PART OUTER	6.36
20	BOTTOM PART INNER	7.02
21	BOTTOM PART OUTER	7.02
22	BOTTOM PART INNER	7.49
23	BOTTOM PART OUTER	7.49
24	BOTTOM PART INNER	6.23
25	BOTTOM PART OUTER	6.22
26	BOTTOM PART INNER	7.53
27	BOTTOM PART OUTER	7.53
28	BOTTOM PART INNER	6.97
29	BOTTOM PART OUTER	6.97
30	BOTTOM PART INNER	6.38
31	BOTTOM PART OUTER	6.37
32	BOTTOM PART INNER	7.10
33	BOTTOM PART OUTER	7.09
34	BOTTOM PART INNER	5.84
35	BOTTOM PART OUTER	5.84
36	BOTTOM PART INNER	7.12
37	BOTTOM PART OUTER	7.11
38	BOTTOM PART INNER	6.36
39	BOTTOM PART OUTER	6.36
50	END COVER PART, INSIDE	9.40
51	END COVER PART, OUTSIDE	9.37

52	END COVER PART, INSIDE	10.77
53	END COVER PART, OUTSIDE	10.74

1 EUROPEAN SPACE AGENCY THERMAL ANALYSIS NETWORK
9 MAY 1990

RADIOASTRON: THERMAL MODEL

NODE	LABEL	T
54	END COVER PART, INSIDE	9.33
55	END COVER PART, OUTSIDE	9.31
56	END COVER PART, INSIDE	8.37
57	END COVER PART, OUTSIDE	8.35
58	END COVER PART, INSIDE	9.79
59	END COVER PART, OUTSIDE	9.77
60	END COVER PART, INSIDE	8.34
61	END COVER PART, OUTSIDE	8.33
80	SIDE COVER PART, INSIDE	8.62
81	SIDE COVER PART, OUTSIDE	8.60
82	SIDE COVER PART, INSIDE	7.48
83	SIDE COVER PART, OUTSIDE	7.48
84	SIDE COVER PART, INSIDE	7.37
85	SIDE COVER PART, OUTSIDE	7.37
86	SIDE COVER PART, INSIDE	7.45
87	SIDE COVER PART, OUTSIDE	7.44
88	SIDE COVER PART, INSIDE	8.59
89	SIDE COVER PART, OUTSIDE	8.58
90	SIDE COVER PART, INSIDE	7.76
91	SIDE COVER PART, OUTSIDE	7.75
92	SIDE COVER PART, INSIDE	7.14
93	SIDE COVER PART, OUTSIDE	7.13
94	SIDE COVER PART, INSIDE	6.89
95	SIDE COVER PART, OUTSIDE	6.88
96	SIDE COVER PART, INSIDE	7.13
97	SIDE COVER PART, OUTSIDE	7.12
98	SIDE COVER PART, INSIDE	7.72
99	SIDE COVER PART, OUTSIDE	7.71
100	END COVER PART, INSIDE	9.31
101	END COVER PART, OUTSIDE	9.29
102	END COVER PART, INSIDE	10.76
103	END COVER PART, OUTSIDE	10.73
104	END COVER PART, INSIDE	9.39
105	END COVER PART, OUTSIDE	9.37
106	END COVER PART, INSIDE	8.29
107	END COVER PART, OUTSIDE	8.27
108	END COVER PART, INSIDE	9.77
109	END COVER PART, OUTSIDE	9.75
110	END COVER PART, INSIDE	8.36
111	END COVER PART, OUTSIDE	8.34
120	SIDE COVER PART, INSIDE	8.58
121	SIDE COVER PART, OUTSIDE	8.57
122	SIDE COVER PART, INSIDE	7.18
123	SIDE COVER PART, OUTSIDE	7.18
124	SIDE COVER PART, INSIDE	7.06
125	SIDE COVER PART, OUTSIDE	7.05
126	SIDE COVER PART, INSIDE	7.18
127	SIDE COVER PART, OUTSIDE	7.17

1
EUROPEAN SPACE AGENCY THERMAL ANALYSIS NETWORK
9 MAY 1990

RADIOASTRON: THERMAL MODEL

NODE	LABEL	T
128	SIDE COVER PART, INSIDE	8.58
129	SIDE COVER PART, OUTSIDE	8.57
130	SIDE COVER PART, INSIDE	7.68
131	SIDE COVER PART, OUTSIDE	7.67
132	SIDE COVER PART, INSIDE	6.83
133	SIDE COVER PART, OUTSIDE	6.83
134	SIDE COVER PART, INSIDE	6.56
135	SIDE COVER PART, OUTSIDE	6.55
136	SIDE COVER PART, INSIDE	6.82
137	SIDE COVER PART, OUTSIDE	6.82
138	SIDE COVER PART, INSIDE	7.67
139	SIDE COVER PART, OUTSIDE	7.66
140	TOP COVER PART, OUTSIDE	8.91
141	TOP COVER PART, INSIDE	8.91
142	TOP COVER PART, OUTSIDE	7.87
143	TOP COVER PART, INSIDE	7.87
144	TOP COVER PART, OUTSIDE	7.76
145	TOP COVER PART, INSIDE	7.76
146	TOP COVER PART, OUTSIDE	7.85
147	TOP COVER PART, INSIDE	7.85
148	TOP COVER PART, OUTSIDE	8.89
149	TOP COVER PART, INSIDE	8.89
150	TOP COVER PART, OUTSIDE	9.82
151	TOP COVER PART, INSIDE	9.82
152	TOP COVER PART, OUTSIDE	8.18
153	TOP COVER PART, INSIDE	8.18
154	TOP COVER PART, OUTSIDE	8.04
155	TOP COVER PART, INSIDE	8.04
156	TOP COVER PART, OUTSIDE	8.17
157	TOP COVER PART, INSIDE	8.17
158	TOP COVER PART, OUTSIDE	9.81
159	TOP COVER PART, INSIDE	9.81
160	TOP COVER PART, OUTSIDE	8.96
161	TOP COVER PART, INSIDE	8.96
162	TOP COVER PART, OUTSIDE	7.82
163	TOP COVER PART, INSIDE	7.82
164	TOP COVER PART, OUTSIDE	7.71
165	TOP COVER PART, INSIDE	7.71
166	TOP COVER PART, OUTSIDE	7.82
167	TOP COVER PART, INSIDE	7.82
168	TOP COVER PART, OUTSIDE	8.95
169	TOP COVER PART, INSIDE	8.95
200	CENTER FIN, REF.LEG SIDE	11.75
201	CENTER FIN	11.75
202	CENTER FIN, REF.LEG SIDE	8.88
203	CENTER FIN	8.88
204	CENTER FIN, REF.LEG SIDE	8.68
205	CENTER FIN	8.68

1
EUROPEAN SPACE AGENCY THERMAL ANALYSIS NETWORK

9 MAY 1990

RADIOASTRON: THERMAL MODEL

NODE	LABEL	T
206	CENTER FIN, REF.LEG SIDE	8.88
207	CENTER FIN	8.88
208	CENTER FIN, REF.LEG SIDE	11.76
209	CENTER FIN	11.76
210	CENTER FIN, REF.LEG SIDE	10.81
211	CENTER FIN	10.81
212	CENTER FIN, REF.LEG SIDE	8.46
213	CENTER FIN	8.46
214	CENTER FIN, REF.LEG SIDE	8.06
215	CENTER FIN	8.06
216	CENTER FIN, REF.LEG SIDE	8.44
217	CENTER FIN	8.44
218	CENTER FIN, REF.LEG SIDE	10.82
219	CENTER FIN	10.82
250	MICROWAVE PLATFORM, LLU,	34.39
251	MICROWAVE PLATFORM, LLU,	33.33
252	MICROWAVE PLATFORM, LU,	42.54
253	MICROWAVE PLATFORM, LU,	42.54
254	MICROWAVE PLATFORM, CU,	46.92
255	MICROWAVE PLATFORM, CU,	46.91
256	MICROWAVE PLATFORM, RU,	42.55
257	MICROWAVE PLATFORM, RU,	42.54
258	MICROWAVE PLATFORM, RRU,	34.40
259	MICROWAVE PLATFORM, RRU,	33.33
260	MICROWAVE PLATFORM, LLD,	34.21
261	MICROWAVE PLATFORM, LLD,	33.11
262	MICROWAVE PLATFORM, LD,	42.50
263	MICROWAVE PLATFORM, LD,	42.49
264	MICROWAVE PLATFORM, CD,	46.90
265	MICROWAVE PLATFORM, CD,	46.89
266	MICROWAVE PLATFORM, RD,	42.50
267	MICROWAVE PLATFORM, RD,	42.49
268	MICROWAVE PLATFORM, RRD,	34.22
269	MICROWAVE PLATFORM, RRD,	33.12
500	FOCAL CONTAINER INTERIOR	5.00
501	RECEIVER UNIT MOUNTING P	5.00
502	CIRCULATING AIR OUTSIDE	5.00

RADIOASTRON: THERMAL MODEL

Tout = +35 C
 Pin = 21 W
 Convection = 50 W/m²K
 Radiative heat transfer is taken
 into account

TIMEN 0.00 MODULE SOLVFM ENBALA 0.0000
 TABLE OUTPUT WITH ZENTS = L,T
 FOR NODES OF ZLABEL = ' '
 RASTV2

NODE	LABEL	T
1	REF.LEG	35.00
2	LEG	35.00
3	LEG	35.00
4	LEG	35.00
5	LEG	35.00
6	LEG	35.00
10	BOTTOM PART INNER	35.59
11	BOTTOM PART OUTER	35.58
12	BOTTOM PART INNER	35.87
13	BOTTOM PART OUTER	35.87
14	BOTTOM PART INNER	35.37
15	BOTTOM PART OUTER	35.37
16	BOTTOM PART INNER	35.91
17	BOTTOM PART OUTER	35.91
18	BOTTOM PART INNER	35.55
19	BOTTOM PART OUTER	35.55
20	BOTTOM PART INNER	35.81
21	BOTTOM PART OUTER	35.81
22	BOTTOM PART INNER	36.01
23	BOTTOM PART OUTER	36.01
24	BOTTOM PART INNER	35.50
25	BOTTOM PART OUTER	35.50
26	BOTTOM PART INNER	36.03
27	BOTTOM PART OUTER	36.03
28	BOTTOM PART INNER	35.80
29	BOTTOM PART OUTER	35.79
30	BOTTOM PART INNER	35.55
31	BOTTOM PART OUTER	35.55
32	BOTTOM PART INNER	35.85
33	BOTTOM PART OUTER	35.85
34	BOTTOM PART INNER	35.34
35	BOTTOM PART OUTER	35.34
36	BOTTOM PART INNER	35.85
37	BOTTOM PART OUTER	35.85
38	BOTTOM PART INNER	35.55
39	BOTTOM PART OUTER	35.55
50	END COVER PART, INSIDE	36.77
51	END COVER PART, OUTSIDE	36.76

52	END COVER PART, INSIDE	37.33
53	END COVER PART, OUTSIDE	37.32

1 EUROPEAN SPACE AGENCY THERMAL ANALYSIS NETWORK
9 MAY 1990

RADIOASTRON: THERMAL MODEL

NODE	LABEL	T
54	END COVER PART, INSIDE	36.75
55	END COVER PART, OUTSIDE	36.74
56	END COVER PART, INSIDE	36.35
57	END COVER PART, OUTSIDE	36.35
58	END COVER PART, INSIDE	36.94
59	END COVER PART, OUTSIDE	36.92
60	END COVER PART, INSIDE	36.35
61	END COVER PART, OUTSIDE	36.34
80	SIDE COVER PART, INSIDE	36.46
81	SIDE COVER PART, OUTSIDE	36.46
82	SIDE COVER PART, INSIDE	36.02
83	SIDE COVER PART, OUTSIDE	36.02
84	SIDE COVER PART, INSIDE	35.97
85	SIDE COVER PART, OUTSIDE	35.97
86	SIDE COVER PART, INSIDE	36.00
87	SIDE COVER PART, OUTSIDE	35.99
88	SIDE COVER PART, INSIDE	36.45
89	SIDE COVER PART, OUTSIDE	36.45
90	SIDE COVER PART, INSIDE	36.12
91	SIDE COVER PART, OUTSIDE	36.12
92	SIDE COVER PART, INSIDE	35.88
93	SIDE COVER PART, OUTSIDE	35.88
94	SIDE COVER PART, INSIDE	35.78
95	SIDE COVER PART, OUTSIDE	35.78
96	SIDE COVER PART, INSIDE	35.87
97	SIDE COVER PART, OUTSIDE	35.87
98	SIDE COVER PART, INSIDE	36.10
99	SIDE COVER PART, OUTSIDE	36.10
100	END COVER PART, INSIDE	36.74
101	END COVER PART, OUTSIDE	36.73
102	END COVER PART, INSIDE	37.32
103	END COVER PART, OUTSIDE	37.31
104	END COVER PART, INSIDE	36.76
105	END COVER PART, OUTSIDE	36.75
106	END COVER PART, INSIDE	36.33
107	END COVER PART, OUTSIDE	36.32
108	END COVER PART, INSIDE	36.92
109	END COVER PART, OUTSIDE	36.91
110	END COVER PART, INSIDE	36.35
111	END COVER PART, OUTSIDE	36.34
120	SIDE COVER PART, INSIDE	36.44
121	SIDE COVER PART, OUTSIDE	36.43
122	SIDE COVER PART, INSIDE	35.87
123	SIDE COVER PART, OUTSIDE	35.87
124	SIDE COVER PART, INSIDE	35.82
125	SIDE COVER PART, OUTSIDE	35.82
126	SIDE COVER PART, INSIDE	35.87
127	SIDE COVER PART, OUTSIDE	35.87

1
EUROPEAN SPACE AGENCY THERMAL ANALYSIS NETWORK
9 MAY 1990

RADIOASTRON: THERMAL MODEL

NODE	LABEL	T
128	SIDE COVER PART, INSIDE	36.44
129	SIDE COVER PART, OUTSIDE	36.43
130	SIDE COVER PART, INSIDE	36.08
131	SIDE COVER PART, OUTSIDE	36.07
132	SIDE COVER PART, INSIDE	35.73
133	SIDE COVER PART, OUTSIDE	35.73
134	SIDE COVER PART, INSIDE	35.62
135	SIDE COVER PART, OUTSIDE	35.62
136	SIDE COVER PART, INSIDE	35.73
137	SIDE COVER PART, OUTSIDE	35.73
138	SIDE COVER PART, INSIDE	36.07
139	SIDE COVER PART, OUTSIDE	36.07
140	TOP COVER PART, OUTSIDE	36.58
141	TOP COVER PART, INSIDE	36.58
142	TOP COVER PART, OUTSIDE	36.16
143	TOP COVER PART, INSIDE	36.16
144	TOP COVER PART, OUTSIDE	36.12
145	TOP COVER PART, INSIDE	36.12
146	TOP COVER PART, OUTSIDE	36.15
147	TOP COVER PART, INSIDE	36.15
148	TOP COVER PART, OUTSIDE	36.57
149	TOP COVER PART, INSIDE	36.57
150	TOP COVER PART, OUTSIDE	36.94
151	TOP COVER PART, INSIDE	36.94
152	TOP COVER PART, OUTSIDE	36.29
153	TOP COVER PART, INSIDE	36.29
154	TOP COVER PART, OUTSIDE	36.23
155	TOP COVER PART, INSIDE	36.23
156	TOP COVER PART, OUTSIDE	36.28
157	TOP COVER PART, INSIDE	36.28
158	TOP COVER PART, OUTSIDE	36.94
159	TOP COVER PART, INSIDE	36.94
160	TOP COVER PART, OUTSIDE	36.59
161	TOP COVER PART, INSIDE	36.59
162	TOP COVER PART, OUTSIDE	36.14
163	TOP COVER PART, INSIDE	36.14
164	TOP COVER PART, OUTSIDE	36.09
165	TOP COVER PART, INSIDE	36.09
166	TOP COVER PART, OUTSIDE	36.14
167	TOP COVER PART, INSIDE	36.14
168	TOP COVER PART, OUTSIDE	36.59
169	TOP COVER PART, INSIDE	36.59
200	CENTER FIN, REF.LEG SIDE	37.72
201	CENTER FIN	37.72
202	CENTER FIN, REF.LEG SIDE	36.58
203	CENTER FIN	36.58
204	CENTER FIN, REF.LEG SIDE	36.50
205	CENTER FIN	36.50

1
EUROPEAN SPACE AGENCY THERMAL ANALYSIS NETWORK

9 MAY 1990

RADIOASTRON: THERMAL MODEL

NODE	LABEL	T
206	CENTER FIN, REF.LEG SIDE	36.58
207	CENTER FIN	36.58
208	CENTER FIN, REF.LEG SIDE	37.73
209	CENTER FIN	37.73
210	CENTER FIN, REF.LEG SIDE	37.34
211	CENTER FIN	37.34
212	CENTER FIN, REF.LEG SIDE	36.41
213	CENTER FIN	36.41
214	CENTER FIN, REF.LEG SIDE	36.25
215	CENTER FIN	36.25
216	CENTER FIN, REF.LEG SIDE	36.40
217	CENTER FIN	36.40
218	CENTER FIN, REF.LEG SIDE	37.35
219	CENTER FIN	37.35
250	MICROWAVE PLATFORM, LLU,	46.85
251	MICROWAVE PLATFORM, LLU,	46.42
252	MICROWAVE PLATFORM, LU,	50.15
253	MICROWAVE PLATFORM, LU,	50.15
254	MICROWAVE PLATFORM, CU,	51.93
255	MICROWAVE PLATFORM, CU,	51.93
256	MICROWAVE PLATFORM, RU,	50.15
257	MICROWAVE PLATFORM, RU,	50.15
258	MICROWAVE PLATFORM, RRU,	46.86
259	MICROWAVE PLATFORM, RRU,	46.43
260	MICROWAVE PLATFORM, LLD,	46.78
261	MICROWAVE PLATFORM, LLD,	46.33
262	MICROWAVE PLATFORM, LD,	50.13
263	MICROWAVE PLATFORM, LD,	50.13
264	MICROWAVE PLATFORM, CD,	51.93
265	MICROWAVE PLATFORM, CD,	51.92
266	MICROWAVE PLATFORM, RD,	50.13
267	MICROWAVE PLATFORM, RD,	50.13
268	MICROWAVE PLATFORM, RRD,	46.78
269	MICROWAVE PLATFORM, RRD,	46.34
500	FOCAL CONTAINER INTERIOR	35.00
501	RECEIVER UNIT MOUNTING P	35.00
502	CIRCULATING AIR OUTSIDE	35.00

ENV=SF \$ Ymparisto = space flight

TA=40 \$ Lampotila

V=12 \$ Kayttojannite

PSR(TRA)=0.002 \$ Transistor power stress ratio

PSR(IC)=0.5 \$ IC power stress ratio

PSR(RES)=0.5 \$ Resistor power stress ratio

VSX(CAP)=0.5 \$ Capacitor voltage stress ratio

\$ ***** IC-piirit: *****

OP07EZ *2

AD548BQ *2

AD7550BD

REF02AZ

LM120H12 PSR=0.1

LM140LAH12 PSR=0.1

LM120H5 PSR=0.1

LM140LAH5 PSR=0.1

\$ ***** Transistorit: *****

2N2222*13

\$ ***** Diodit: *****

1N4148

\$ ***** Optoeristimet: *****

HCPL5701

\$ ***** Vastukset: *****

R250 R=0.1 MEG

R250 R=0.901 MEG

R250 R=8.25 KIL

R250 R=0.301 MEG

R250

R250 *7 R=22.1 KIL

R250 *5 R=1 MEG

R250 R=51.1 KIL

R250 R=200 KIL

R250 *2 R=56.2 KIL

R250 R=12.1 KIL

R250 R=68.1 KIL

R250 *13 R=18.2 KIL

R250 R=2.74 KIL

R250 R=182

R250 *2 R=2.21 KIL

\$ 1/4 watin metallikalvovastus

\$ ***** Kondensaattorit: *****

CRAC	C=68 PIC	\$ Keraaminen kondensaattori
CRAC *8	C=10 NAN	
CRAPL	C=10 NAN	\$ Muovikondensaattori
CRAC *12	C=100 NAN	
CRAC *4	C=330 NAN	
CRAC *4	C=1 MIC	

\$ ***** Piirilevy: *****

MULTI HHO=310 WHO=0 \$ Kasin juotettuja reikia 310 kpl

 * ELCOM-E FAILURE RATE LISTING *
 * Technical Research Centre of Finland *

Parts list file is C:\ELCOM\KOE1.

Amount	Class	FIT/component	FIT	%
--------	-------	---------------	-----	---

ENV=SF \$ Ymparisto = space flight

TA=40 \$ Lampotila

V=12 \$ Kayttojannite

PSR(TRA)=0.002 \$ Transistor power stress ratio

PSR(IC)=0.5 \$ IC power stress ratio

PSR(RES)=0.5 \$ Resistor power stress ratio

VSX(CAP)=0.5 \$ Capacitor voltage stress ratio

\$ ADC:n proto versio

\$ ***** IC-piirit: *****

OP07EZ *2

2x IC	89.4	178.8	9.8 %
-------	------	-------	-------

AD548BQ *2

2x IC	104.3	208.7	11.4 %
-------	-------	-------	--------

AD7550BD

1x IC	501.9	501.9	27.5 %
-------	-------	-------	--------

REF02AZ

1x IC	89.4	89.4	4.9 %
-------	------	------	-------

LM120H12

PSR=0.1

1x IC	55.7	55.7	3.1 %
-------	------	------	-------

LM140LAH12

PSR=0.1

1x IC	19.3	19.3	1.1 %
-------	------	------	-------

LM120H5

PSR=0.1

1x IC	55.7	55.7	3.1 %
-------	------	------	-------

LM140LAH5

PSR=0.1

1x IC	19.3	19.3	1.1 %
-------	------	------	-------

\$ ***** Transistorit: *****

2N2222*13

13x Transistor	0.2	2.2	0.1 %
----------------	-----	-----	-------

\$ ***** Diodit: *****

1N4148			
1x Diode	10.7	10.7	0.6 %

\$ ***** Optoeristimet: *****

HCPL5701			
1x Opto	291.8	291.8	16.0 %

\$ ***** Vastukset: *****

R250	R=0.1 MEG		\$ 1/4 watin metallikalvovastus
1x Resistor	0.6	0.6	0.0 %

R250	R=0.901 MEG		
1x Resistor	0.6	0.6	0.0 %

R250	R=8.25 KIL		
1x Resistor	0.6	0.6	0.0 %

R250	R=0.301 MEG		
1x Resistor	0.6	0.6	0.0 %

R250			
1x Resistor	0.6	0.6	0.0 %

R250 *7	R=22.1 KIL		
7x Resistor	0.6	3.9	0.2 %

R250 *5	R=1 MEG		
5x Resistor	0.6	3.1	0.2 %

R250	R=51.1 KIL		
1x Resistor	0.6	0.6	0.0 %

R250	R=200 KIL		
1x Resistor	0.6	0.6	0.0 %

R250 *2	R=56.2 KIL		
2x Resistor	0.6	1.1	0.1 %

R250	R=12.1 KIL		
1x Resistor	0.6	0.6	0.0 %

R250	R=68.1 KIL		
1x Resistor	0.6	0.6	0.0 %

R250 *13	R=18.2 KIL		
13x Resistor	0.6	7.2	0.4 %

R250	R=2.74 KIL		
1x Resistor	0.6	0.6	0.0 %

R250	R=182		
1x Resistor	0.6	0.6	0.0 %

R250 *2	R=2.21 KIL		
2x Resistor	0.6	1.1	0.1 %

\$ ***** Kondensaattorit: *****

CRAC	C=68 PIC	\$ Keraaminen kondensaattori		
1x Capacitor		0.5	0.5	0.0 %

CRAC *8	C=10 NAN			
8x Capacitor		0.9	7.2	0.4 %

CRAPL	C=10 NAN	\$ Muovikondensaattori		
1x Capacitor		1.1	1.1	0.1 %

CRAC *12	C=100 NAN			
12x Capacitor		1.2	13.9	0.8 %

CRAC *4	C=330 NAN			
4x Capacitor		1.3	5.3	0.3 %

CRAC *4	C=1 MIC			
4x Capacitor		1.5	6.0	0.3 %

\$ ***** Piirilevy: *****

MULTI HHO=310 WHO=0	\$ Kasin juotettuja reikia 310 kpl		
1x Board/Conn	333.0	333.0	18.3 %

=====F I T===== % =

10x IC	1129	61.9
13x Transistor	2	0.1
1x Diode	11	0.6
1x Opto	292	16.0
40x Resistor	23	1.2
30x Capacitor	34	1.9
1x Board/Conn	333	18.3

96 Total	1823	100.0%
----------	------	--------

MTBF 548407 h 62.6 y